

Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

ESTUDO NUMÉRICO DO FLUXO EM TORNO DA CÁPSULA SARA EM CASO DE REENTRADA EM CONDIÇÕES FORA DO PROJETO

Autor: Tatiana Grasielle Souza de Oliveira
Orientador: Dr. Domenico Simone

Brasília, DF
2019



Tatiana Grasielle Souza de Oliveira

ESTUDO NUMÉRICO DO FLUXO EM TORNO DA CÁPSULA SARA EM CASO DE REENTRADA EM CONDIÇÕES FORA DO PROJETO

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Dr. Domenico Simone

Coorientador: Dr. Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF

2019

Tatiana Grasielle Souza de Oliveira

ESTUDO NUMÉRICO DO FLUXO EM TORNO DA CÁPSULA SARA EM
CASO DE REENTRADA EM CONDIÇÕES FORA DO PROJETO/ Tatiana
Grasielle Souza de Oliveira. – Brasília, DF, 2019-

56 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Dr. Domenico Simone

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2019.

1. reentrada. 2. simulação numérica. I. Dr. Domenico Simone. II. Univer-
sidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. ESTUDO NUMÉRICO DO
FLUXO EM TORNO DA CÁPSULA SARA EM CASO DE REENTRADA EM
CONDIÇÕES FORA DO PROJETO

CDU 02:141:005.6

Tatiana Grasielle Souza de Oliveira

ESTUDO NUMÉRICO DO FLUXO EM TORNO DA CÁPSULA SARA EM CASO DE REENTRADA EM CONDIÇÕES FORA DO PROJETO

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Dr. Domenico Simone
Orientador

Dr. Olexiy Shynkarenko
Coorientador

Dr. Artur Elias de Moraes Bertoldi
Convidado

Brasília, DF
2019

Resumo

Objetos em órbita terrestre necessitam de um estudo de qual será a trajetória realizada quando em reentrada atmosférica, caso haja a necessidade de realizar a mesma. É de suma importância determinarmos de antemão o caminho que o objeto trilhará e que esses dados estejam no escopo do projeto, dessa forma se for preciso realizar a reentrada saber-se-á onde o corpo aterrissará. O CFD (fluido computacional dinâmico) é uma ferramenta bastante eficaz nestes casos, pois ele fornece uma boa precisão de dados. Fazendo uso de simulações numéricas é possível obter as forças atuantes no corpo bem como as propriedades do mesmo. Um fator que é preciso levar em consideração quando em reentrada é a dissociação e ionização dos gases que ocorre em altitudes. Este trabalho define um método para determinar a trajetória realizada por um corpo em reentrada levando em conta os processos químicos citados, o corpo escolhido para aplicar o estudo foi a plataforma de reentrada SARA. Para tanto foi estudado e analisado o escoamento do fluido ao redor da cápsula em altitudes estratégicas. Foram consideradas 3 situações: a cápsula, a cápsula com o bocal e a cápsula com bocal e o *skirt*. Devido às condições ambientes de projeto foi necessária uma adaptação dos coeficientes termodinâmicas do fluido, uma vez que em altas altitudes e temperaturas as variações dos mesmos tornam-se significativas, estas adaptações foram feitas através de polinômios que descrevem estes coeficientes. De posse desses dados e usando ferramentas computacionais foi possível simular o escoamento ao redor do corpo.

Palavras-chaves: reentrada atmosférica, coeficientes aerodinâmicos, simulação numérica.

Abstract

Objects in Earth's orbit need a behavioral study when in reentry, if the reentry is necessary. It is very importance to determine in advance the trajectory that the object will fallow and these data need to be in the scope of the project, so if it is necessary to do the reentry it will be known where the body will land. The CFD (computacional fluif dinamic) is fairly effective in these cases as it provides good data accuracy. By using numerical simulations it is possible to obtain the forces acting on the body as well as the properties thereof. One factor that needs to be taken into account in the reentry process is the dissociation and ionization of gases that occurs at altitudes. This work aims to define the method to determine the trajectory fallowed by a body in the reentry fase considering the chemical process already mentioned, the body chosen to apply the study was the SARA reentry platform, for this porpouse the flow around the capsule was studied and analyzed at strategic altitudes. Were considered three situations: the capsule, capsule with a nozzle and the capsule with a nozzle and a skirt. Due to the ambient conditions of the project it was necessary to adapt the thermodynamic coefficients of the fluid, as at high altitudes and temperatures their variations became significant, these adaptations were made by using polynomials that plot these coefficients. With these data and using computational tools it was possible to simulate the flow around the body.

Key-words: reentry, aerodinamic coefficients, numerical simulation.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Onda de Choque	16
Figura 2 – Onda de Choque Normal	17
Figura 3 – Standoff Shock Distance	18
Figura 4 – Ângulo de Ataque	19
Figura 5 – Gráfico velocidade x altitude do SARA em reentrada	21
Figura 6 – Calor Específico para Pressão = 10^0	26
Figura 7 – Calor Específico para Pressão = 10^{-1}	27
Figura 8 – Calor Específico para Pressão = 10^{-2}	27
Figura 9 – Viscosidade Dinâmica para Pressão = 10^0	27
Figura 10 – Viscosidade Dinâmica para Pressão= 10^{-1}	28
Figura 11 – Viscosidade Dinâmica para Pressão = 10^{-2}	28
Figura 12 – Condutividade Térmica para Pressão = 10^0	28
Figura 13 – Condutividade Térmica para Pressão= 10^{-1}	29
Figura 14 – Condutividade Térmica para Pressão = 10^{-2}	29
Figura 15 – Cápsula	30
Figura 16 – Bocal	31
Figura 17 – Skirt	31
Figura 18 – CAD SARA 2D	32
Figura 19 – Análise de Sensibilidade: Comparação das Temperaturas	34
Figura 20 – Malha 3	34
Figura 21 – Malha 2	35
Figura 22 – Malha 1	35
Figura 23 – Malhas Geradas	36
Figura 24 – Plot do Número de Mach - 30Km - AoA = 0	38
Figura 25 – Plot do Número de Mach - 50Km - AoA = 0	39
Figura 26 – Plot do Número de Mach - 70Km - AoA = 0	40
Figura 27 – Plot do Número de Mach - 30Km - AoA = 180	41
Figura 28 – Plot do Número de Mach - 50Km - AoA = 180	42
Figura 29 – Plot do Número de Mach - 70Km - AoA = 180°	43

Lista de tabelas

Tabela 1 – Propriedades do escoamento antes da onda de choque	21
Tabela 2 – Número de Mach antes da onda de choque- Calculado	22
Tabela 3 – propriedades após a onda de choque	23
Tabela 4 – Interpolação - c_p	25
Tabela 5 – Interpolação - μ	25
Tabela 6 – Interpolação - k	26
Tabela 7 – <i>Standoff Shock Distance</i>	32
Tabela 8 – Número de Células x Temperatura	34
Tabela 9 – Propriedades do Escoamento após a Onda de Choque - $AoA = 0^\circ$. Fonte: Elaboração Própria	44
Tabela 10 – Propriedades do Escoamento após a Onda de Choque - $AoA = 180^\circ$. Fonte : Elaboração Própria	44
Tabela 11 – Comparação entre resultados teóricos e simulados	45
Tabela 12 – Tabela - Coeficientes Calor Específico	54
Tabela 13 – Tabela - Coeficientes Condutividade Térmica	55
Tabela 14 – Tabela - Coeficientes Viscosidade Dinâmica	56

Lista de abreviaturas e siglas

AoA	Ângulo de Ataque
CAD	Desenho Assistido por Computador
CFD	Fluido Dinâmico Computacional
FAA	Administração Federal de Aviação
NASA	Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica

Lista de símbolos

c_d	coeficiente de arrasto, no domínio 2D
c_l	coeficiente de sustentação, no domínio 2D
c_m	coeficiente de momento, no domínio 2D
c_p	calor específico a pressão constante $[D']$ força de arrasto por unidade de comprimento
k	condutividade térmica
l	comprimento de referência $[L']$ força de sustentação por unidade de comprimento $[M']$ momento por unidade de comprimento
M_1	número de Mach antes da onda de choque
M_2	número de Mach depois da onda de choque
p_1	pressão antes da onda de choque
p_2	pressão depois da onda de choque
q_∞	pressão dinâmica
Re	número de Reynolds
S	área de referência
T_1	temperatura antes da onda de choque
T_2	temperatura depois da onda de choque
$V_{capsula}$	velocidade inicial da cápsula
V_∞	velocidade de fluxo livre
x	comprimento longitudinal do corpo
μ	viscosidade dinâmica
ρ_1	densidade antes da onda de choque
ρ_2	densidade depois da onda de choque
α	ângulo de ataque

δ	Standoff Shock Distance
γ	coeficiente de expansão adiabática
ρ_{∞}	densidade de fluxo livre
μ_{∞}	viscosidade dinâmica de fluxo livre

Sumário

1	INTRODUÇÃO	13
1.1	Objetivos Gerais	14
1.2	Objetivos específicos	14
1.3	Metodologia	14
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	15
2.1	Número de Mach	15
2.2	Coeficientes Aerodinâmicos	15
2.3	Onda de Choque	16
2.3.1	Onda de Choque Normal	16
2.4	Camada Limite	17
2.4.1	<i>Standoff Shock Distance</i>	17
2.5	Propriedades Termodinâmicas	18
2.6	Dissociação e Ionização dos gases	18
2.7	Escoamento Hipersônico	19
2.8	Ângulo de ataque	19
2.9	Reentrada Atmosférica	19
2.10	Fluido Dinâmico Computacional - CFD	20
3	DETERMINAÇÃO DOS PARÂMETROS INICIAIS	21
3.1	Propriedades após a onda de choque	22
4	OBTENÇÃO DOS COEFICIENTES TERMODINÂMICOS	24
5	MALHA	30
5.1	Geometria	30
5.2	<i>Standoff Shock Distance</i>	32
5.3	Confecção da Malha	33
5.4	Análise de Sensibilidade	33
5.5	Malha Gerada	35
5.6	Simulação	37
6	RESULTADOS E DISCUSSÕES	38
6.0.1	Teórico x Simulado	45
7	CONCLUSÃO	46

REFERÊNCIAS	47
 APÊNDICES	 49
APÊNDICE A – <i>PROPRIEDADES DO ESCOAMENTO ANTES DA ONDA DE CHOQUE - 30KM</i>	50
APÊNDICE B – <i>PROPRIEDADES DO ESCOAMENTO ANTES DA ONDA DE CHOQUE - 50KM</i>	51
APÊNDICE C – <i>PROPRIEDADES DO ESCOAMENTO ANTES DA ONDA DE CHOQUE- 70 KM</i>	52
 ANEXOS	 53
ANEXO A – <i>TABELA - COEFICIENTES CALOR ESPECÍFICO . .</i>	54
ANEXO B – <i>TABELA - COEFICIENTES CONDUTIVIDADE TÉR- MICA</i>	55
ANEXO C – <i>TABELA - COEFICIENTES VISCOSIDADE DINÂ- MICA</i>	56

1 Introdução

SARA é o acrônimo para Satélite de Reentrada Atmosférica e, portanto, é um projeto destinado ao desenvolvimento e produção de um veículo espacial reutilizável que realizará experimentos em órbitas baixas da Terra por um período de 10 dias. No fim desse período, o módulo reentrará na atmosfera e será recuperado ([ITA, 2018](#)).

Toda missão espacial começa com um conjunto de requisitos que devem ser cumpridos para que os objetivos da missão sejam atingidos. A fase de reentrada de uma missão não é diferente. É necessário delicadamente equilibrar 3 requisitos, muitas vezes concorrentes: desaceleração, aquecimento e precisão da trajetória. Para tanto precisamos obter os coeficientes aerodinâmicos atuantes sobre o corpo. Coeficientes aerodinâmicos são importantes quantidades de engenharia que ditam a performance e design de corpos aerodinâmicos. Os coeficientes de sustentação e arrasto tem um papel importante no projeto preliminar e na análise de desempenho destes corpos ([FAA, 2018](#))([JR, 2010](#)).

A baixas velocidades, é possível simplesmente colocar um modelo do veículo em um túnel de vento e fazer as medições necessárias para determinar os coeficientes aerodinâmicos. Mas em velocidades de reentrada, que se aproximam a 25 vezes a velocidade do som, testes em túneis de vento não são práticos, pois túneis de ventos não alcançam estas velocidades. Em vez disso precisa-se criar um modelo matemático desse escoamento hipersônico para acharmos os coeficientes aerodinâmicos. O mais apurado destes modelos requer o uso de computadores de alto processamento para resolver o problema. Essa abordagem é agora uma especialidade da engenharia aeroespacial conhecida como Fluido Dinâmico Computacional - CFD ([FAA, 2018](#)).

Em altas altitudes (baixos valores de massa específica do ar) o ar se torna rarefeito e, portanto, o movimento individual das partículas do ar passa a ter relativa relevância. As partículas do ar na camada de fluido pós-choque, em escoamento de alta velocidade, como na reentrada de um veículo espacial, podem sofrer excitações vibracionais, dissociações e ainda podem ocorrer o fenômeno de ionização ([P.S.RIGOLI, 2009](#)).

Nestes casos não é mais possível usar a hipótese de gás perfeito, hipótese esta que o CFD toma como base para determinar os coeficientes termodinâmicos necessários à solução numérica. Assim se faz necessário a inserção dos valores corrigidos destes coeficientes na simulação, essa correção foi feita baseando-se no método utilizado em um artigo publicado pela NASA intitulado "Calculations and Curve Fits of Thermodynamic and Transport Properties for Equilibrium Air to 30000K".

1.1 Objetivos Gerais

O presente trabalho tem como objetivo definir o método para determinar a trajetória realizada por um corpo em reentrada para então aplicar o método na plataforma SARA. Para isso foram feitas simulações numéricas na plataforma Fluent Ansys[©] usando malhas previamente geradas no software Pontwise[©]. A título de comparação cálculos analíticos também foram realizados.

1.2 Objetivos específicos

- Encontrar as propriedades do escoamento antes da onda de choque;
- Calcular analiticamente as propriedades do escoamento após a onda de choque;
- Obter a curva de interpolação dos coeficientes termodinâmicos;
- Fazer a CAD 2D;
- Determinar a distância de choque para a delimitação do tamanho da malha;
- Fazer as malhas em 2D ;
- Realizar a análise de sensibilidade de malha;
- Simular o escoamento com diferentes valores ângulos de ataque e altitudes;
- Comparar com os dados analíticos e numéricos.

1.3 Metodologia

Por meio da teoria e formulações disponíveis na literatura para o estudo da aerodinâmica foram obtidos as propriedades do fluido. Para tanto foram utilizadas 3 altitudes pré-determinadas e, por meio de tabelas foram obtidas as propriedades iniciais do escoamento, para a partir delas calcular as propriedades após a onda de choque. Em posse dos coeficientes termodinâmicos e das propriedades antes da onda de choque foi simulado computacionalmente 3 diferentes geometrias como objeto de estudo: a cápsula SARA, a cápsula e bocal e a cápsula, bocal e *skirt*. Para a simulação numérica foram geradas malhas para cada uma das geometrias citadas, sempre usando a condição de axissimetria. Usou-se 2 ângulos de ataque para as simulações em 2D: 0° e 180°.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Número de Mach

Conforme (RAYMER, 2012) o número de Mach é uma grandeza adimensional de velocidade, ele é dado pela razão entre a velocidade do corpo e a velocidade do som no meio no qual este corpo se encontra. Ele é usado para avaliar quantas vezes um corpo atinge a velocidade do som, se mudarmos o meio o número de Mach também muda, mesmo que a velocidade do corpo permanece a mesma. O Mach é diretamente proporcional à temperatura e a velocidade do objeto, e inversamente proporcional a velocidade do som. Além de facilitar comparações, com o número de Mach também é possível estimar velocidades. De acordo com o número de Mach os regimes de voo são classificados em:

- Subsônico $Ma < 1$;
- Sônico $Mach = 1$;
- Transônico $0,8 < Mach < 1,2$;
- Supersônico $1 < Mach < 5$;
- Hipersônico > 5 ;

2.2 Coeficientes Aerodinâmicos

Os coeficientes aerodinâmicos são definidos por (JR, 2010) como grandezas adimensionais usados na caracterização de forças e momentos atuantes sobre um corpo que move-se através de um meio fluido ou gasoso. O uso dos coeficientes nos dá uma melhor ideia da real eficiência de um corpo, uma vez que traz as forças e momentos para o mesmo patamar, facilitando a comparação de dois objetos de tamanhos diferentes ou o mesmo objeto sob condições diferentes. Os subíndices representam a força atuante no corpo a qual desejamos representar, para geometrias 2D usa-se o subíndice em letra minúscula. Os coeficientes dependem da viscosidade e da compressibilidade do fluido e são caracterizados por similaridade adimensional pelo número de Mach e o número de Reynolds. Neste trabalho 3 coeficientes aerodinâmicos são de suma importância para descrever a trajetória do corpo estudado e são eles: o coeficiente de sustentação, que como o nome sugere mede a capacidade de um corpo de vencer a gravidade e assim se sustentar no ar, coeficiente de momento que indica o momento da força em relação a um eixo e coeficiente de arrasto que quantifica a resistência de um corpo ao escoamento. No domínio 2D as forças são por

unidade de comprimento e os coeficientes são calculados como mostrado nas equações 2.1, 2.2 e 2.3:

$$C_l = \frac{L'}{q_\infty x} \quad (2.1)$$

$$C_d = \frac{D'}{q_\infty x} \quad (2.2)$$

$$C_m = \frac{M'}{q_\infty x^2} \quad (2.3)$$

Sendo que q_∞ é a pressão dinâmica e pode ser calculado como :

$$q_\infty = \frac{1}{2\rho_\infty V_\infty^2} \quad (2.4)$$

2.3 Onda de Choque

As ondas de choques ocorrem quando a velocidade do som no meio é maior que a velocidade do objeto, assim sendo as ondas de choque acontecem para números de Mach superiores a 1. Quando a velocidade do corpo é menor que a velocidade do som, o corpo causa uma perturbação no ar fazendo com que ondas de pressão se propaguem a frente do objeto fazendo o fluido ao qual o corpo está imerso se deslocar. Quando a velocidade do corpo ultrapassa a velocidade do som, este viaja a frente das ondas de pressão fazendo com que haja um acumulo dessas ondas, e por fim uma explosão, conhecida como onda de choque. As ondas de choque causam mudanças abruptas nas propriedades do escoamento, pressão, temperatura e densidade sofrem aumento quase descontínuo, enquanto a velocidade do corpo é reduzida em decorrência do choque. Há dois principais tipos de ondas de choque: as ondas de choque oblíquas, quando a onda de choque forma um ângulo inclinado com o corpo, e as ondas de choque normais, nas quais a onda de choque são perpendiculares ao corpo.

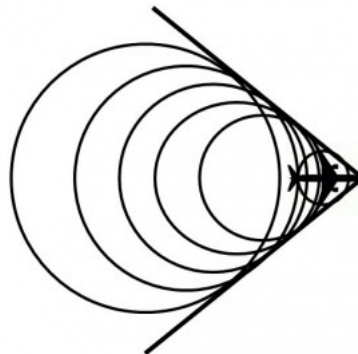


Figura 1 – Onda de Choque. Fonte : (EDGINGTON, 2016)

2.3.1 Onda de Choque Normal

As ondas de choques normais são perpendiculares ao objeto, elas desaceleram o escoamento da velocidade supersônica para o subsônica, causando aumento na pressão

estática e na entropia, o que acarreta em perda de energia. Como é possível observar na Figura 2, a onda de choque normal é formada longe do corpo, o que faz com que ela aqueça o fluido no qual o corpo está imerso, e não o corpo em si.

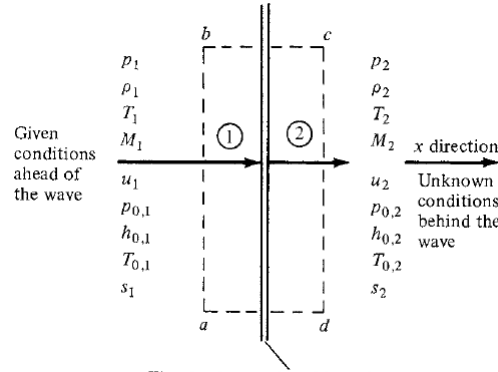


Figura 2 – Onda de Choque Normal. Fonte: (JR, 2010)

2.4 Camada Limite

Conforme (ÇENGEL; GHAJAR, 2009) camada limite é uma fina camada de fluido viscoso muito próxima as superfícies delimitadoras de um corpo sólido com um escoamento fluido ao seu redor. A medida que fluido se move em torno no sólido as moléculas do fluido próximas a superfície se agregam a mesma, as moléculas logo acima da superfície são desaceleradas pela colisão com as moléculas próximas a superfície. Quanto mais afastado dos limites do sólido menor será a desaceleração das moléculas, a velocidade então aumenta até atingir a velocidade de fluxo livre.

2.4.1 Standoff Shock Distance

(JR, 2006) define *Standoff Shock Distance* δ como a distância entre o ponto máximo da onda de choque normal e o ponto de estagnação na superfície do corpo, como mostra a figura 3. Fluidos em estado de não equilíbrio tendem a apresentar um δ maior, outro fator que influencia a quantificação de δ é formato da ponta do objeto circundado pelo fluido, podendo ser esse formato cônico-esférico ou uma cunha cilíndrica, as formulações de δ para os diferentes formatos foram obtidos de modo empírico e estão descritas em (JR, 2006).

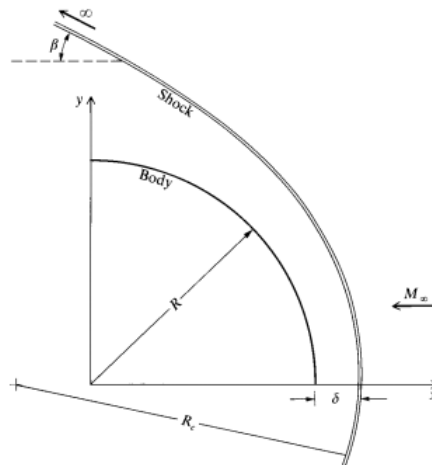


Figura 3 – Standoff Shock Distance (δ). Fonte : (JR, 2006)

2.5 Propriedades Termodinâmicas

As propriedades termodinâmicas podem ser consideradas como um conjunto de características usadas para definir um sistema termodinâmico, sistemas termodinâmicos por sua vez são sistemas em que há troca de calor. Existem 2 tipos de propriedades termodinâmicas: as intensivas e as extensivas. As intensivas independem da quantidade de matéria, já as extensivas dependem. Neste trabalho em particular trataremos de três propriedades intensivas, as três são combinações de propriedades extensivas e são elas: calor específico, viscosidade dinâmica e condutividade térmica. O calor específico quantifica quanto um corpo necessita ganhar de calor para variar sua temperatura. A viscosidade é a capacidade de um fluido de resistir ao escoamento, sendo que a viscosidade dinâmica é dada em termos de força necessária para mover uma unidade de área a uma distância unitária. A condutividade térmica quantifica a capacidade de um fluido de conduzir calor. (ÇENGEL; BOLES; BUESA, 2006)

2.6 Dissociação e Ionização dos gases

Um fator importante a se levar em consideração na atmosfera é a dissociação e ionização dos gases em altas temperaturas. De acordo com (MACIEL, 2002) a dissociação pode ser compreendida como o processo químico no qual compostos iônicos têm seus íons separados, podendo se recombinar, ou não, depois. Quando as temperaturas ficam muito altas reações químicas começam a acontecer. A princípio o Oxigênio começa a se dissociar, a medida que a temperatura cresce mais a maior parte do Oxigênio já sofreu dissociação e o Nitrogênio também começa o processo de dissociação. Se houver mais aumento de temperatura a maior parte do Nitrogênio se dissocia e começa a ionização. Por causa disso a hipótese de gás perfeito não é mais aplicável a estas faixas de temperatura, assim os valo-

res das propriedades termodinâmicas, que levam essa hipótese em consideração, não mais podem ser usados fazendo-se necessário uma adequação dos valores dessas propriedades.

2.7 Escoamento Hipersônico

Neste trabalho consideraremos como escoamento hipersônico aqueles que têm Mach superior a 5. Segundo (BARBANTE; MAGIN, 2004) devido às altas velocidades esse escoamento é caracterizado pelo surgimento, ou intensificação, de alguns efeitos, são eles: camada limite fina, alta entropia, dissociação e ionização dos gases, interação viscosa e alta temperatura na camada de choque. A manifestação desses fatores e suas intensidades também dependem do tipo de trajetória, configuração do projeto do veículo e requisitos da missão, que são definidos pela natureza da atmosfera hipersônica encontrada pelo veículo.

2.8 Ângulo de ataque

Segundo (KAATTARI, 1973) ângulo de ataque é ângulo formado entre a direção longitudinal característica do corpo e o vento relativo que nele incide, como esquematizado na Figura 4. O ângulo de ataque crítico é aquele que produz um maior coeficiente de sustentação, este por sua vez aumenta proporcionalmente com o ângulo de ataque, quando o ângulo de ataque crítico é atingido ele passa a decair.

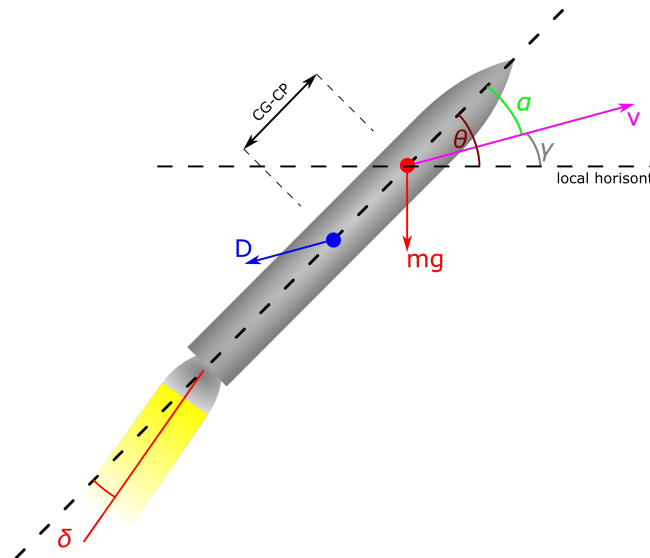


Figura 4 – Ângulo de Ataque. Fonte : (NAROM, 2018)

2.9 Reentrada Atmosférica

(GUEDES, 2007) definiu o processo de reentrada como a entrada controlada na atmosfera terrestre de satélites ou espaçonaves, que se encontravam em órbita da Terra. Para

determinarmos a trajetória que este objeto fará, conhecida como corredor de reentrada, precisamos conhecer a força de arrasto atuante sobre o mesmo, outro fator importante a ser estudado é o fluxo de calor ao redor do corpo, uma vez que no processo de reentrada há um alto aquecimento do corpo devido a fricção com o ar. O corredor de reentrada é o caminho de descida que acontece entre 86km e 15km de altitude, e dependendo de como acontece essas trajetórias são classificadas em : balística, voo planado e saltos. A trajetória balística não tem sustentação, apenas arrasto elevado, apresenta elevados picos de temperatura e desaceleração quando comparado aos outros modelos. No voo planado é necessário um mecanismo que controle gravidade e sustentação, o arrasto é encarregado de diminuir a velocidade em uma atmosfera menos densa até que a sustentação vença a gravidade. Na trajetória do tipo salto se tem velocidades altas de reentrada com variações no ângulo de ataque capazes de gerar sustentação superior a força gravitacional fazendo com que haja saltos na trajetória devido a alternância da intensidade dessas forças, isso faz com que a redução da velocidade seja menos brusca.

2.10 Fluido Dinâmico Computacional - CFD

CFD é a um método de análise numérica aplicado a área de dinâmica dos fluídos e transferência de calor. Softwares CFD's usam o método de discretização, subdivisão do domínio em pequenos elementos de volumes finitos, ou seja, o volume de controle é dividido em pequenos volumes e os cálculos são feitos para cada um destes volumes e seus resultados interpolados até convergirem. Para a realização das simulações CFD é necessário estabelecer alguns parâmetros como geometria, propriedades dos fluídos, condições iniciais e condições de contorno.

3 Determinação dos Parâmetros Iniciais

Para a determinação das propriedades antes da onda de choque primeiro estipulou-se as alturas nas quais o fluido será avaliado. Sabendo que o corredor de reentrada compreende o intervalo de 86km a 15km, foram escolhidas 3 altitudes dentro destes valores que tivessem intervalos regulares entre si a fim de se facilitar comparações. As altitudes escolhidas foram 30km, 50 km e 70km e foram usadas como valor de entrada para a obtenção das tabelas fornecidas em (DIGITALDUTCH, 1999), nas quais extraiu-se os valores de temperatura, pressão, densidade e viscosidade, os valores se encontram na tabela 1.

altitude (km)	30	50	70
pressão (Pa)	1171,87	75,9448	4,63422
densidade(kg/m^3)	0,0180119	0,000977525	0,0000742430
temperatura(K)	245,450	270.650	217,450
velocidade do som (m/s)	301,803	329,799	295,614

Tabela 1 – Propriedades do escoamento antes da onda de choque. Fonte : (DIGITALDUTCH, 1999)

O número de Mach antes da onda de choque pode ser obtido pela equação 3.1:

$$M_1 = \frac{V_{capsula}}{a} \quad (3.1)$$

Em que $V_{capsula}$ é a velocidade da cápsula e a é a velocidade do som no meio fluido. Para conseguir calcular o número de Mach foi preciso então definir a velocidade da cápsula, para tanto foi usado o gráfico da figura 5 que fornece a velocidade da cápsula em função da altitude em que a mesma se encontra.

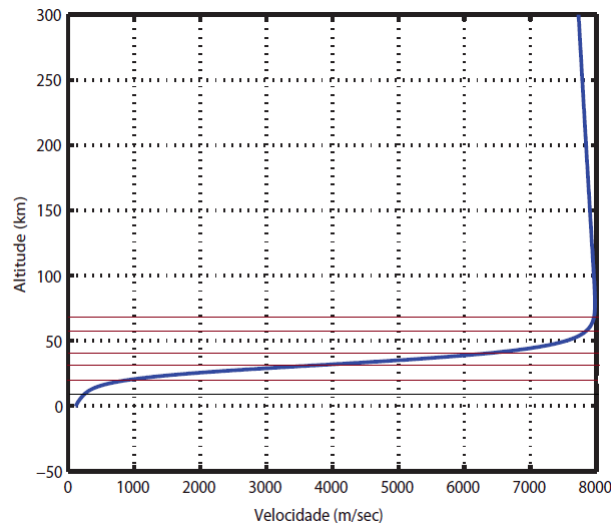


Figura 5 – Gráfico velocidade x altitude do SARA em reentrada. Fonte : (CABRAL, 2018)

Usando as linhas vermelhas presentes no gráfico foi possível obter as velocidades aproximadas de cada altitude. O valor aproximado da velocidade da cápsula e o número de Mach calculado estão apresentados na tabela 2.

altitude (km)	30	50	70
$V_{capsula}(m/s)$	5000	7600	8000
Mach	16,5671	23,0443	27,0623

Tabela 2 – Número de Mach antes da onda de choque- Calculado. Fonte : Elaboração Própria

3.1 Propriedades após a onda de choque

Para obter as propriedades do escoamento após a onda de choque foram usadas as equações 3.2, 3.3, 3.4 e 3.5

Número de Mach :

$$M_2 = \sqrt{\left[\frac{1 + [(\gamma - 1)/2] \times M_1^2}{\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)/2} \right]} \quad (3.2)$$

Densidade :

$$\rho_2 = \frac{(\gamma + 1)M_1^2}{2 + (\gamma - 1)M_1^2} \times \rho_1 \quad (3.3)$$

Pressão :

$$p_2 = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1) \right] \times p_1 \quad (3.4)$$

Temperatura :

$$T_2 = \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \left(\frac{\rho_1}{\rho_2} \right) \times T_1 \quad (3.5)$$

Os subíndices **1** indicam as propriedades antes da onda de choque, que se encontram na tabela 1, e os de número **2** indicam as propriedades após a onda de choque. O coeficiente de expansão adiabática (γ) foi considerado como 1,4, valor adotado para a hipótese de gás ideal, embora saibamos que essa aproximação não é a mais exata possível, ainda sim ela consegue nos fornecer uma boa fonte de comparação.

Na tabela 3 são apresentados os valores calculados para as propriedades após a onda de choque. Como esperado temos valores bastante elevados para a temperatura e pressão, os números de Mach indicam escoamento subsônicos o que implica na desaceleração do corpo após o choque.

altitude (km)	30	50	70
pressão (Pa)	374960	47027	3973,6
pressão (atm)	3,70056748	0,4641204	0,0392163829
massa específica(Kg/m^3)	0,1063	0,0058	0,00044320
temperatura (K)	12286	28147	31110
Mach	0,0195	0,0139	0,0118

Tabela 3 – propriedades após a onda de choque. Fonte : Elaboração Própria

Como podemos ver na tabela 3 as pressões obtidas, em atm, foram da ordem de 10^0 , 10^{-1} e 10^{-2} , estas pressões foram usadas como entrada para a obtenção dos gráficos dos coeficientes termodinâmicos.

4 Obtenção dos coeficientes termodinâmicos

Para conseguir calcular as propriedades termodinâmicas foram usados os polinômios descritos nas equações 4.1, 4.2 e 4.3 e os coeficientes dos mesmos. A obtenção dos coeficientes do polinômio foi baseada nas 11 espécies químicas que compõem o ar, suas propriedades, as misturas das mesmas e suas leis, as variações foram consideradas ocorrendo em um intervalo de temperatura de 500K a 30000K e de pressão de 10^{-4} atm a 10^2 atm, uma vez que nessas condições há variações significativas das propriedades do ar. Embora neste método não se saiba quantificar quão relevante é a dissociação e a ionização dos gases para as determinadas faixas de pressão e temperatura, sabemos que para cada polinômio descrito esses fatores estão implícitos. O (GUPTA et al., 1991) fornece tabelas com a pressão como entrada, e os coeficientes do polinômio usado para descrever a variável é o nosso objeto de interesse. Para cada pressão há diferentes faixas de temperatura e seus correspondentes coeficientes, como pode ser visto nas tabelas do Anexo A, Anexo B e Anexo C. Para o calor específico aplicamos a equação 4.1

$$C_p = \exp(A_{C_p}\chi^4 + B_{C_p}\chi^3 + C_{C_p}\chi^2 + D_{C_p}\chi + E_{C_p}) \quad (4.1)$$

Na qual χ é calculado como:

$$\chi = \ln(T/10000) \quad (4.2)$$

A viscosidade dinâmica é obtida através da equação 4.3

$$\mu = A_\mu + B_\mu\chi + C_\mu\chi^2 + D_\mu\chi^3 + E_\mu\chi^4 + F_\mu\chi^5 \quad (4.3)$$

Na qual χ é :

$$\chi = T/1000 \quad (4.4)$$

A condutividade térmica é encontrada através da equação 4.5.

$$K = \exp(A_K\chi^4 + B_K\chi^3 + C_K\chi^2 + D_K\chi + E_K) \quad (4.5)$$

Sendo que o χ neste caso também é obtido pela equação 4.2.

Usando as pressões encontradas, em atm, na tabela 3, foram montadas tabelas com o propósito de se traçar os gráficos desses coeficientes pela temperatura. Com os pontos fornecidos pelos gráficos foi traçada uma curva de interpolação com cerca de 20 pontos, essa curva de interpolação foi usada no software Fluent Ansys[©], uma vez que o mesmo só aceita um limitado número de pontos como entrada para um determinado parâmetro. Na tabela 4 é possível ver os pontos usados para traçar as curvas de interpolação do calor específico para as pressões de 10^0 , 10^{-1} e 10^{-2} respectivamente, analogamente pode-se

estender a análise para a viscosidade tabela 5 e para a condutividade térmica tabela 6.

Interpolação - cp					
10^0		10^{-1}		10^{-2}	
Temperatura (K)	cp (J/kg.k))	Temperatura (K)	cp (J/kg.k))	Temperatura (K)	cp (J/kg.k))
720	1.09E+03	640	1.07E+03	600	1.05E+03
1840	1.30E+03	1750	1.29E+03	1940	1.46E+03
2830	2.27E+03	3280	4.53E+03	3020	5.01E+03
3690	3.89E+03	4280	2.28E+03	3710	1.93E+03
4750	2.40E+03	5290	7.96E+03	4760	8.04E+03
5950	7.22E+03	6350	1.66E+04	5050	1.38E+04
7290	1.34E+04	7030	8.40E+03	5670	1.98E+04
8120	7.07E+03	9800	8.50E+03	6220	9.81E+03
9440	4.15E+03	10810	1.56E+04	7240	3.69E+03
11750	9.68E+03	12750	2.73E+04	9510	1.88E+04
13130	1.63E+04	13820	2.20E+04	11240	3.34E+04
14970	2.15E+04	15250	1.14E+04	12960	1.36E+04
17580	1.22E+04	18590	4.62E+03	16130	4.01E+03
20500	5.50E+03	22960	2.15E+04	19350	1.51E+04
24100	8.96E+03	25590	3.60E+04	20450	2.81E+04
26060	1.63E+04	28180	2.74E+04	25210	2.62E+04
28720	2.83E+04	29510	2.00E+04	27540	1.19E+04

Tabela 4 – Interpolação - cp. Fonte : Elaboração Própria

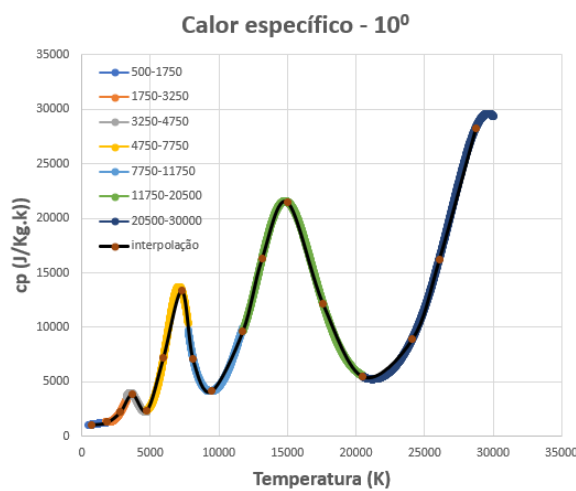
Interpolação - μ					
10^0		10^{-1}		10^{-2}	
Temperatura (K)	μ (Pa.s)	Temperatura (K)	μ (Pa.s)	Temperatura (K)	μ (Pa.s)
500	2.56E-05	560	2.80E-05	600	2.95E-05
2430	7.46E-05	3470	9.52E-05	2530	7.56E-05
4860	1.26E-04	5700	1.55E-04	4520	1.23E-04
6390	1.69E-04	8670	2.30E-04	5910	1.69E-04
7570	2.06E-04	10840	1.61E-04	8020	2.10E-04
9720	2.52E-04	11770	1.07E-04	9430	1.55E-04
12220	1.94E-04	12450	7.31E-05	10180	1.04E-04
14940	7.25E-05	14630	1.83E-05	11160	4.93E-05
20140	1.44E-05	18030	7.84E-06	15540	4.69E-06
22850	1.38E-05	21310	8.37E-06	18860	5.41E-06
26110	1.25E-05	24500	5.78E-06	22580	2.59E-06
29750	7.36E-06	29190	2.08E-06	28360	1.15E-06

Tabela 5 – Interpolação - μ . Fonte : Elaboração Própria

Interpolação - k					
10^0		10^{-1}		10^{-2}	
Temperatura (K)	k (J/s.m.K)	Temperatura (K)	k (J/s.m.K)	Temperatura (K)	k (J/s.m.K)
840	6.00E-02	780	5.69E-02	650	4.76E-02
2250	1.35E-01	2280	1.48E-01	1870	1.30E-01
2940	3.82E-01	3260	6.51E-01	2400	3.95E-01
3810	6.39E-01	4250	4.04E-01	3010	6.83E-01
4550	4.16E-01	4990	1.26E+00	3250	4.93E-01
5440	1.06E+00	5470	2.50E+00	3610	2.90E-01
6000	2.04E+00	6330	3.69E+00	4770	2.04E+00
6890	3.44E+00	6660	2.98E+00	5580	4.19E+00
7720	2.57E+00	7030	1.85E+00	6130	2.18E+00
8260	1.62E+00	8250	9.36E-01	7280	7.89E-01
9380	1.15E+00	9440	1.27E+00	8630	1.24E+00
11550	1.77E+00	10340	1.67E+00	10490	1.91E+00
13900	2.50E+00	12310	2.18E+00	12750	1.25E+00
16420	2.46E+00	14310	1.78E+00	14610	9.40E-01
19250	2.38E+00	16850	1.48E+00	18790	1.36E+00
22320	2.89E+00	19590	1.79E+00	22840	1.95E+00
24990	3.59E+00	24190	2.70E+00	26380	2.37E+00
29260	4.74E+00	29320	3.58E+00	29470	2.92E+00

Tabela 6 – Interpolação - k. Fonte : Elaboração Própria

Nos gráficos das figuras 6, 7 e 8 verifica-se que o calor específico segue um padrão similar para as pressões de 10^0 , 10^{-1} e 10^{-2} respectivamente.

Figura 6 – Calor Específico para Pressão = 10^0 . Fonte : Elaboração Própria

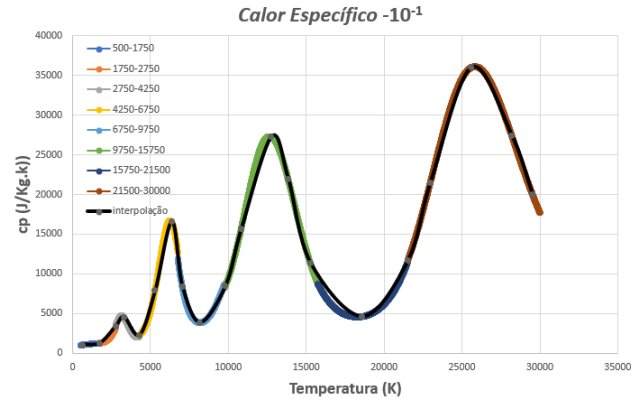


Figura 7 – Calor Específico para Pressão = 10^{-1} . Fonte : Elaboração Própria

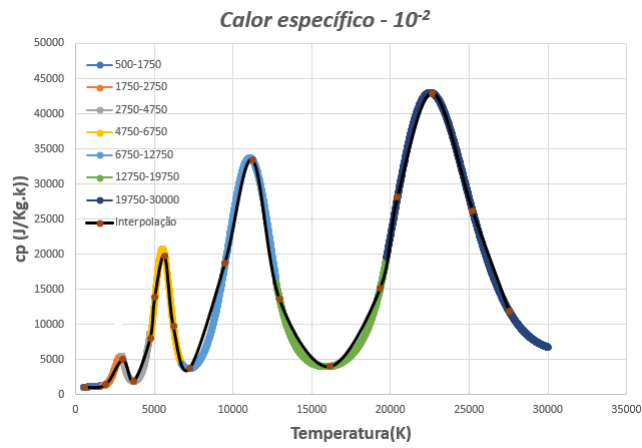


Figura 8 – Calor Específico para Pressão = 10^{-2} . Fonte : Elaboração Própria

Assim como o calor específico, a viscosidade apresenta um comportamento semelhante para as diferentes pressões, como mostram as figuras 9, 10 e 11.

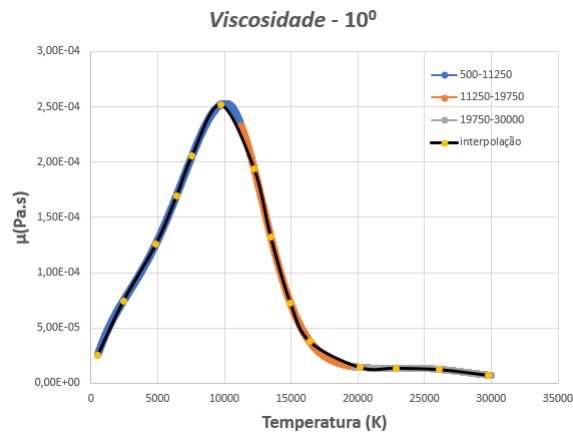


Figura 9 – Viscosidade Dinâmica para Pressão = 10^0 . Fonte : Elaboração Própria

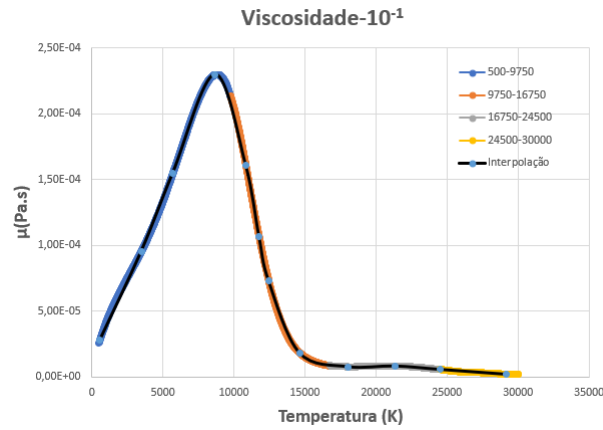
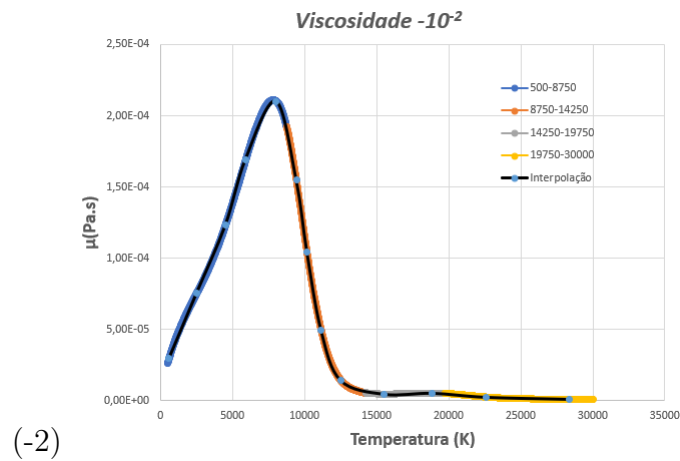


Figura 10 – Viscosidade Dinâmica para Pressão= 10^{-1} . Fonte : Elaboração Própria



(-2)

Figura 11 – Viscosidade Dinâmica para Pressão = 10^{-2} . Fonte : Elaboração Própria

A condutividade térmica também segue o padrão, assim como as outras propriedades acima vistas, isso nos dá maior segurança quanto a veracidade dos dados presentes nos gráficos e diminui as chances da presença de erros.

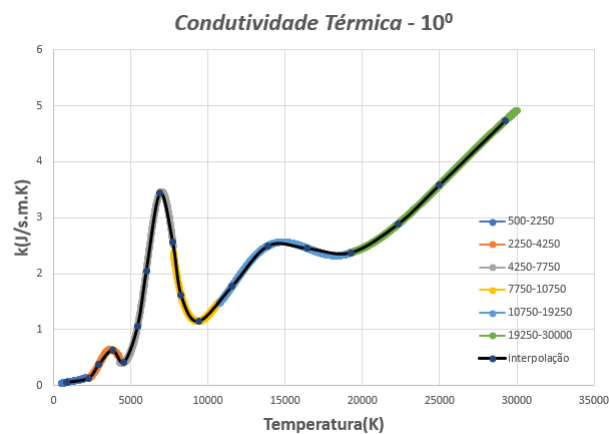


Figura 12 – Condutividade Térmica para Pressão = 10^0 . Fonte : Elaboração Própria

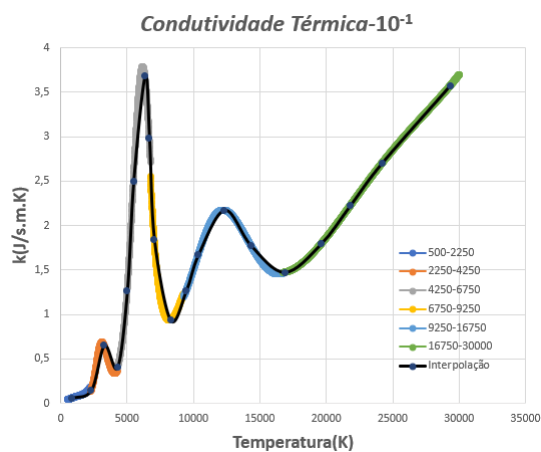


Figura 13 – Condutividade Térmica para Pressão= 10^{-1} . Fonte : Elaboração Própria

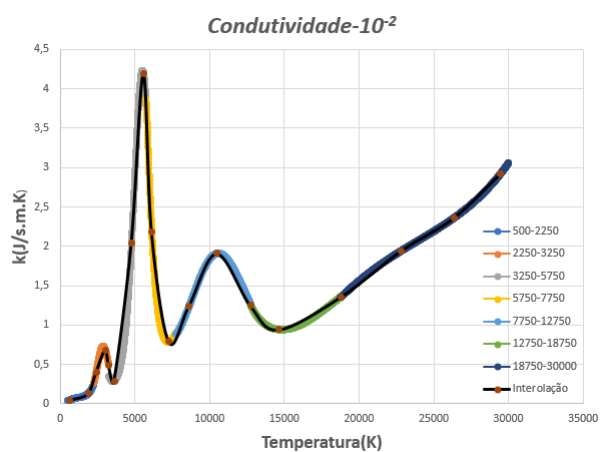


Figura 14 – Condutividade Térmica para Pressão = 10^{-2} . Fonte : Elaboração Própria

5 Malha

5.1 Geometria

A cápsula SARA foi modelada em 2D usando o software CATIA[©]. As dimensões da geometria da cápsula foram extraídas do artigo (CABRAL, 2018) e foram definidas durante o escopo do projeto SARA. As dimensões do bocal foram baseadas no foguete híbrido desenvolvido pela Faculdade UnB-Gama e foi considerado que somente uma pequena parte do mesmo estaria do lado de fora da cápsula, já a altura do *skirt* foi determinada a partir da altura do bocal. As dimensões usadas na cápsula, no bocal e no *skirt* são apresentadas nas figuras 15, 16 e 17 respectivamente.

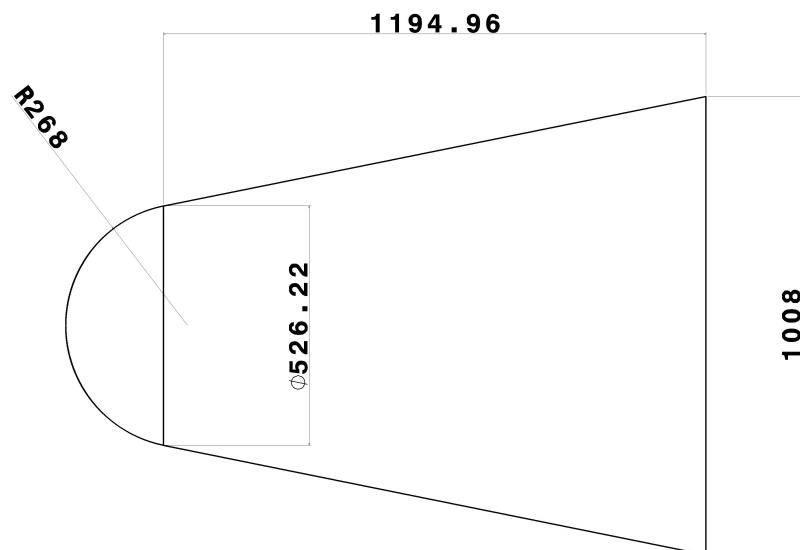


Figura 15 – Cápsula. Fonte: Elaboração Própria

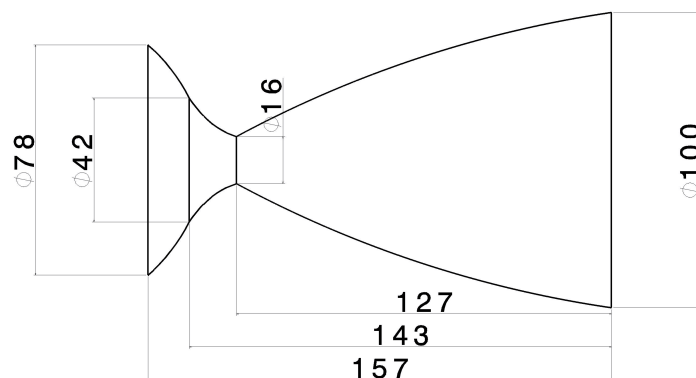


Figura 16 – Bocal. Fonte: Elaboração Própria

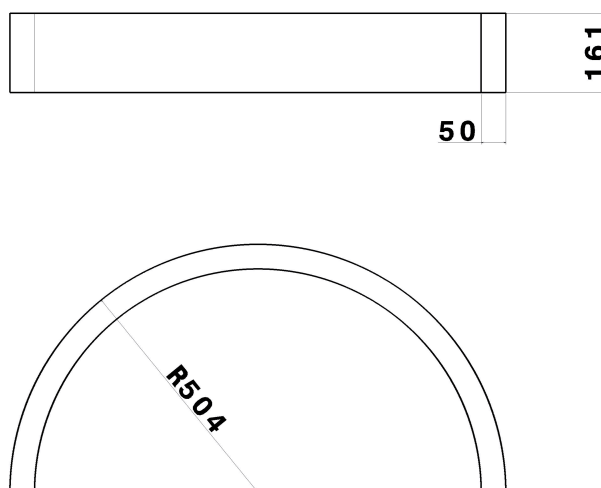


Figura 17 – Skirt. Fonte: Elaboração Própria

A figura 18 mostra a modelagem 2D do SARA considerando a condição de axisimetria, portanto somente uma metade da peça é simulada, pois os resultados da outra metade são os mesmos.

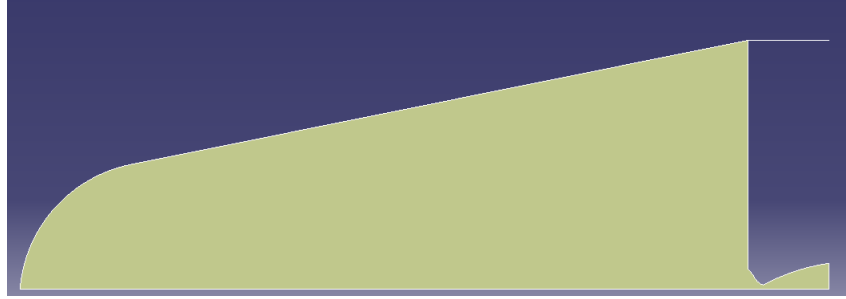


Figura 18 – CAD SARA 2D. Fonte : Elaboração Própria

5.2 Standoff Shock Distance

É necessário saber o *standoff shock distance* (δ) é para determinar o tamanho da malha utilizada, se o tamanho da malha for maior que δ então essa área não terá cálculos precisos e o estudo do fluido será comprometido. Dessa forma calculou-se δ para usar esse valor na geração da malha como um parâmetro do maior valor que essa malha pode assumir. Para o cálculo de δ foi usada a equação 5.1 para corpos com formato esférico-cônico que é o que mais se assemelha a geometria da cápsula SARA.

$$\frac{\delta}{R} = 0,143 \times \exp\left(\frac{3,24}{M_\infty^2}\right) \quad (5.1)$$

Onde R é o raio da ponta da cápsula e o número de Mach usado é o de antes da onda choque.

O *standoff shock distance* foi usado como parâmetro para o refinamento da malha, o comprimento das arestas dos elementos da malha próximas geometria foi determinado tal que não ultrapasse δ . Para o cálculo de δ foi usado o raio que consta na figura ?? ($R = 0,268m$) e os números de Mach antes da onda de choque correspondentes a cada altitude. Os resultados dos valores de δ são exibidos na tabela 7.

altitude (Km)	30	50	70
$\delta(m)$	0,0466	0,0441	0,0432

Tabela 7 – *Standoff Shock Distance*. Fonte : Elaboração Própria

Com base na tabela 7 inferimos que o tamanho da malha precisa ser menor que 40 mm.

5.3 Confeção da Malha

As geometrias obtidas no CATIA[©] foram exportadas para o software POINTWISE[©] usando a extensão de arquivo 'iges', a fim de se gerar as malhas usadas na simulações numéricas. Foram usadas malhas do tipo estruturada, sempre levando em consideração a condição de axisimetria, portanto somente metade da geometria e do domínio foram levadas em consideração. As malhas foram construídas de forma a serem mais refinadas quanto mais próximas da geometria e menos refinada nas cercanias do limite do domínio. O refinamento foi feito de forma mais gradual possível e formações de ângulos entre dos elementos foram evitadas. Foi usado um domínio de 28000 mm (comprimento longitudinal), visto o comprimento do SARA foi de 1410mm, o domínio em questão é quase 20 vezes maior que o corpo. As malhas obtidas foram exportadas para o ANSYS[©] usando a extensão 'cas' para então as simulações serem realizadas.

5.4 Análise de Sensibilidade

A análise de sensibilidade da malha foi feita usando 3 refinamentos diferentes para um mesmo caso sob as mesmas condições, para tanto foi usada a malha em 2D da capsula a 30km de altitude. A análise foi feita usando um refinamento mais grosseiro, um médio e um fino. O intuito da análise é comparar os resultados para os diferentes tipos de refinamento, quanto menor a diferença entre os valores menor é o erro associado ao resultado encontrados. Se essa diferença for pequena é possível inclusive usar a malha menos refinada nas simulações uma vez que os resultados obtidos são muito próximos.

A análise de sensibilidade foi feita usando a geometria da cápsula apenas, e o parâmetro escolhido para fazer a análise foi a temperatura. A figura 19 mostra a comparação entre as 3 temperaturas.

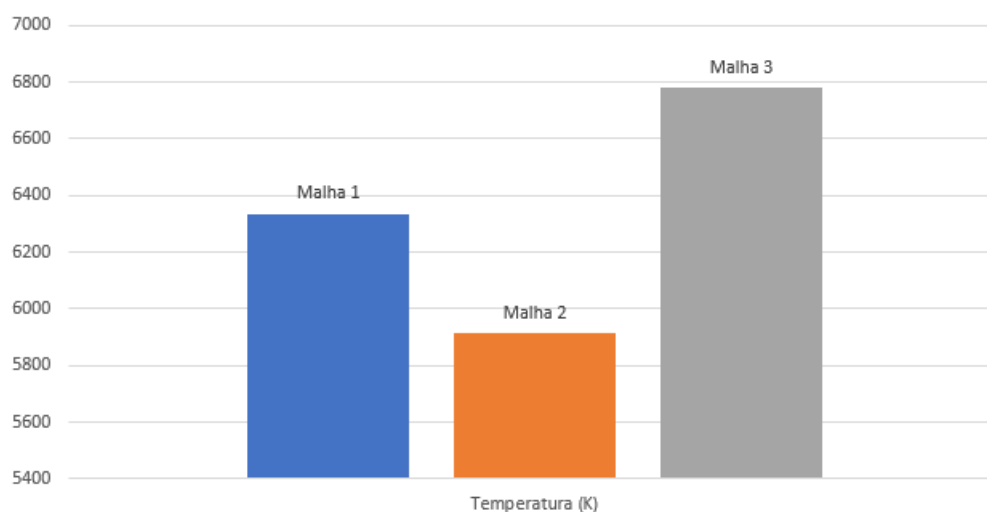


Figura 19 – Análise de Sensibilidade: Comparação das Temperaturas

A análise de sensibilidade deve convergir para um resultado a medida que o refinamento aumenta, pode-se perceber na figura 19 que isso não corre e que os resultados obtidos divergem. A tabela 8 relaciona o número de células da malha e temperatura encontrada para a mesma.

	Número de Células	Temperatura (K)	Diferença (Δ)%
Malha 1	247086	6334.36	-
Malha 2	192228	5912.39	6.66
Malha 3	123778	6779.05	7.02

Tabela 8 – Número de Células x Temperatura

Apesar do erro de valor significativo não foi possível refinar mais a malha devido a questões de tempo e demanda computacional, portanto foi optado por realizar as simulações utilizando a Malha 2.

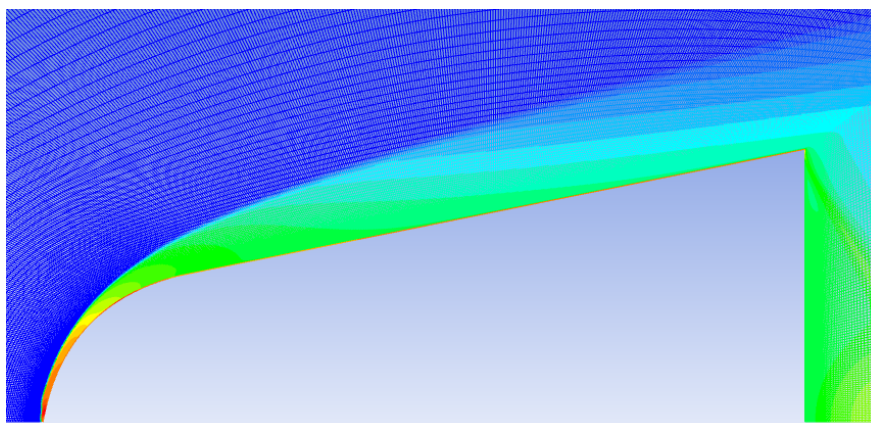


Figura 20 – Malha 3. Fonte : Elaboração Própria

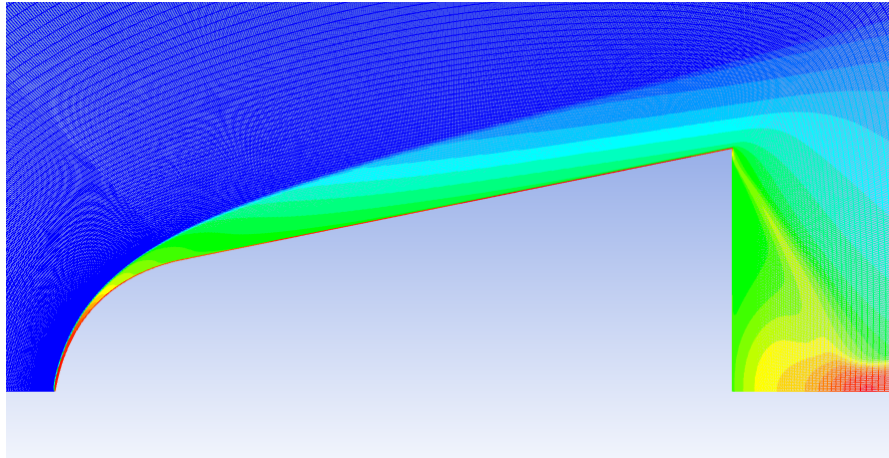


Figura 21 – Malha 2. Fonte : Elaboração Própria

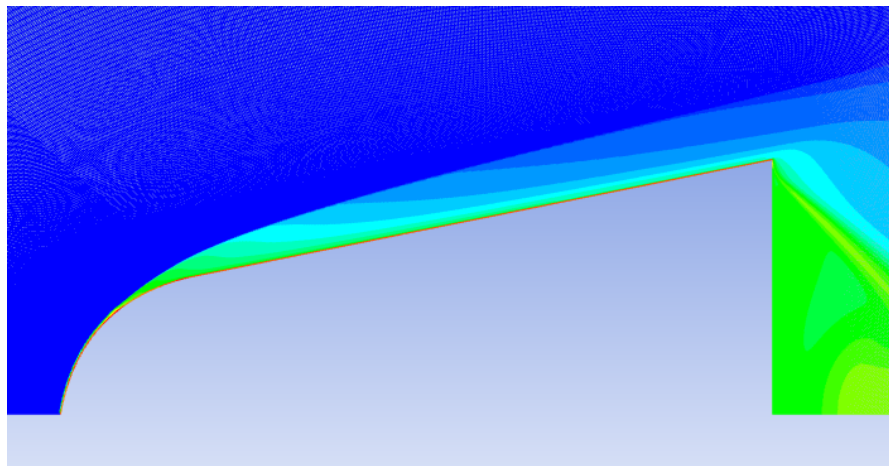
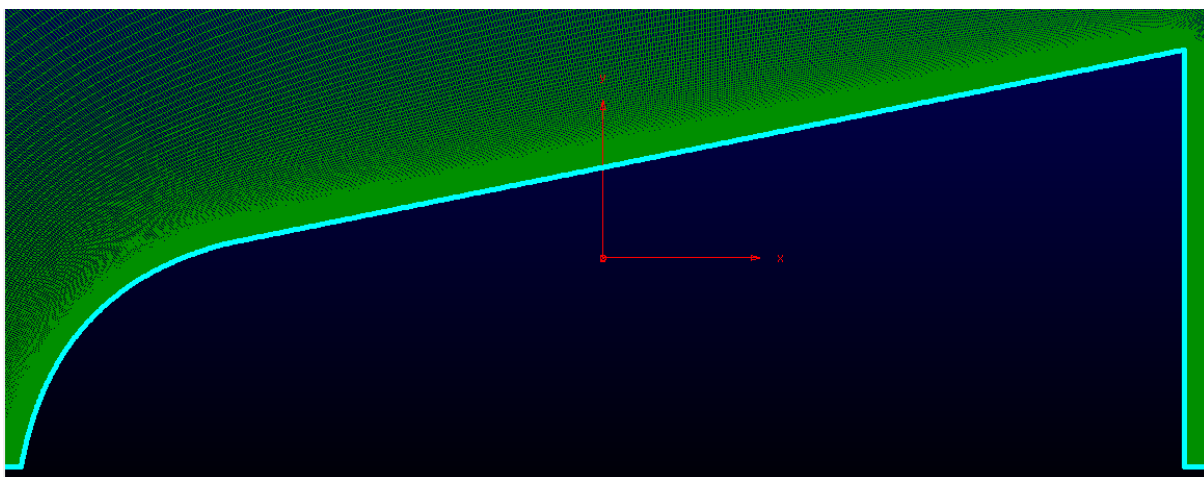


Figura 22 – Malha 1. Fonte : Elaboração Própria

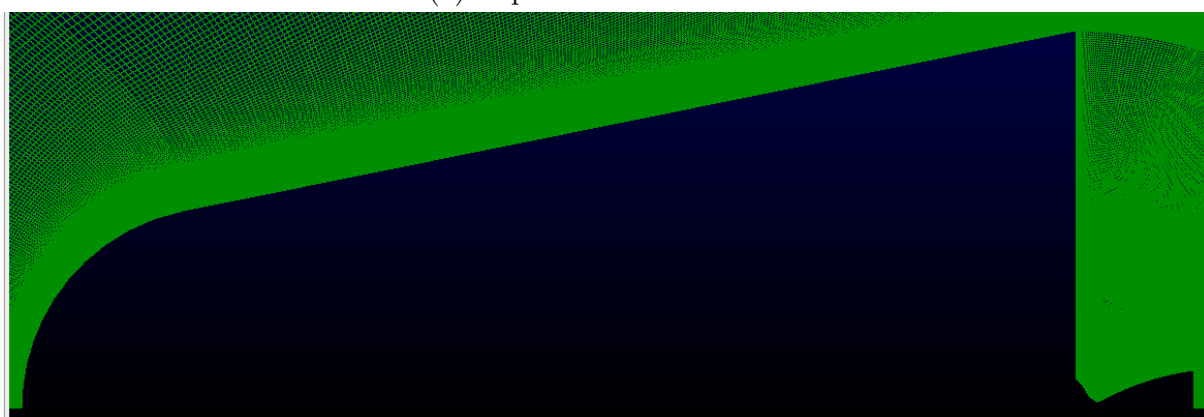
Pelas figuras 20, 21 e 22 observa-se que quanto mais refinada é a malha menos turbulência há. Pode-se constatar a influência do *Standoff shock distance*, quanto mais refinada a malha menor será sua influência nos resultados obtidos.

5.5 Malha Gerada

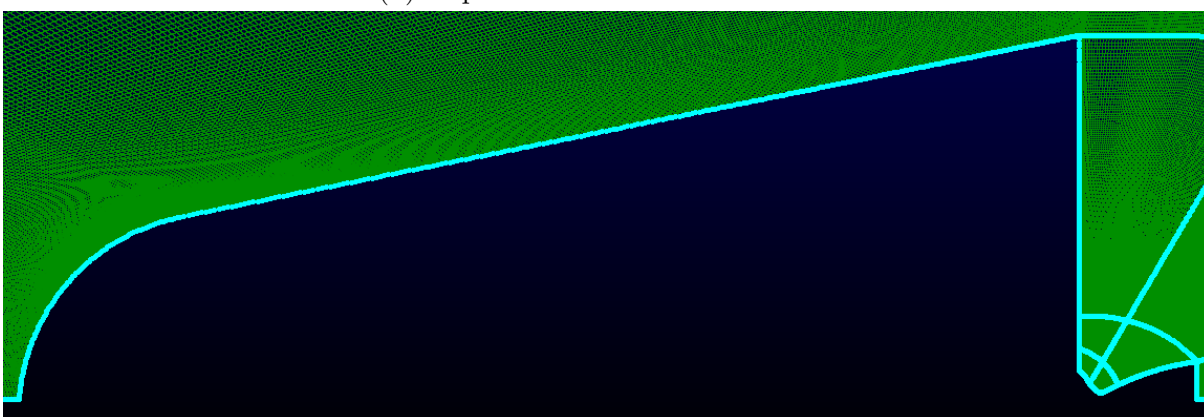
Na figura 23 é possível ver as malhas geradas para as 3 diferentes geometrias.



(a) Cápsula - 192228 células



(b) Cápsula e bocal - 237122 células



(c) Cápsula, Bocal e Skirt - 495491 células

Figura 23 – Malhas Geradas. Fonte : Elaboração Própria

Na figura 23c foram habilitados os contornos da geometria para que seja possível ver o *skirt*.

5.6 Simulação

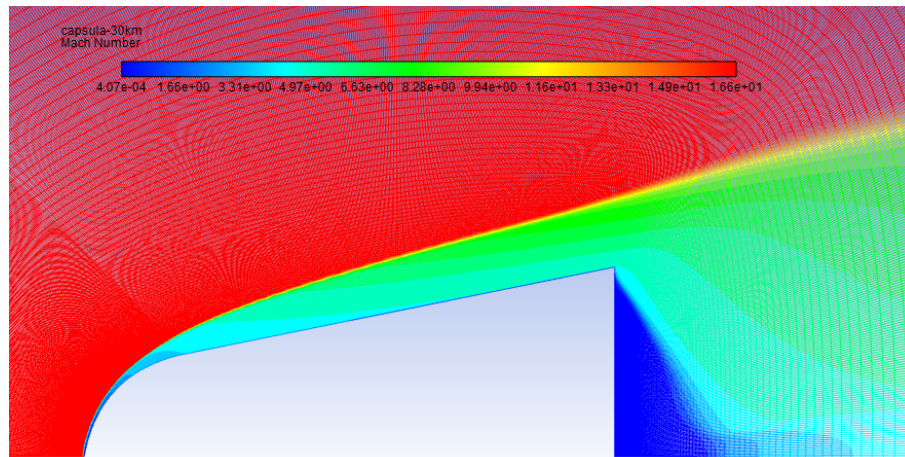
A simulação foi feita usando regime permanente, em que as variáveis não variam com tempo e a equação da energia foi usada para que as propriedades do fluido fossem levadas em consideração. Também foi escolhida *Density-based*, esta opção usa as equações de momento, continuidade, transporte e energia, quando apropriado (FLUENT, 2006).

O "*k-epsilon model*", onde "*k*" é a energia cinética turbulenta e "*epsilon*" a taxa de dissipação de energia cinética, é um modelo de turbulência usado pelo Ansys Fluent[©] que descreve fluidos rotacionais com maior precisão. Comparado com a versão "*standard k-epsilon model*", o "*realizable k-epsilon model*" prediz com maior precisão a distribuição da taxa de dissipação em superfícies planas e jatos redondos, também fornece uma melhor previsão das características da camada limite sob grandes gradientes de pressão, fluxos em que há separação da camada limite e fluxos de recirculação (BULAT; BULAT, 2013). Além disso foi usada a opção "*Standard Wall Function*", basicamente "*Wall Functions*" são um conjunto de funções semi-empíricas usadas para satisfazer as condições físicas do fluxo perto das regiões definidas como "*wall*" (PIERROT, 2010).

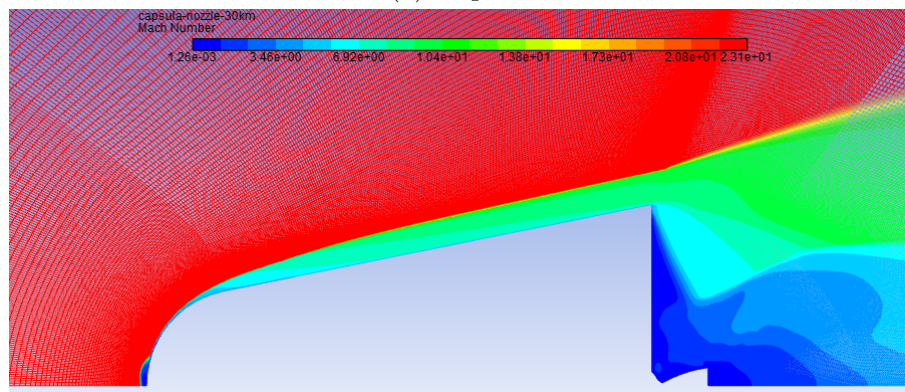
Os polinômios dos coeficientes termodinâmicos foram inseridos como propriedades do ar, para cada altitude foram usados seus respectivos polinômios. Os valores encontrados antes da onda de choque para temperatura, pressão e número de Mach foram inseridos nas "*boundary conditions*" determinadas como "*pressure far field*". As simulações em 2D foram rodadas com um ângulo de ataque de 0° e 180°, para um AoA = 0° a direção axial da velocidade foi setada como "1" e para AoA = 180° a direção foi setada como "-1". As delimitações da geometria foram configuradas como *wall*, o contorno mais externo do domínio como "*pressure far field*" e as linhas longitudinais que ligavam domínio e geometria foram configuradas como "*axis*".

6 Resultados e discussões

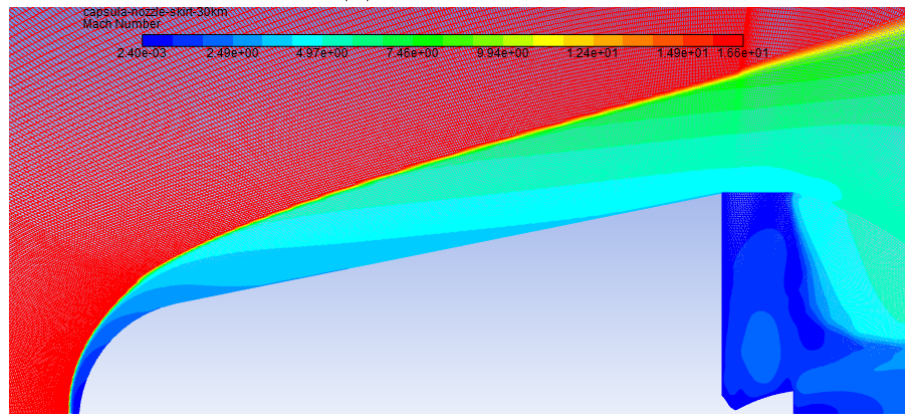
As figuras 24, 25 e 26 mostram os 3 casos simulados para um $AoA = 0^\circ$ e os plots do número de Mach para cada uma delas a 30km, 50km e 70km respectivamente. É possível observar em todas elas a formação de ondas de choque e seu desenvolvimento.



(a) Capsula



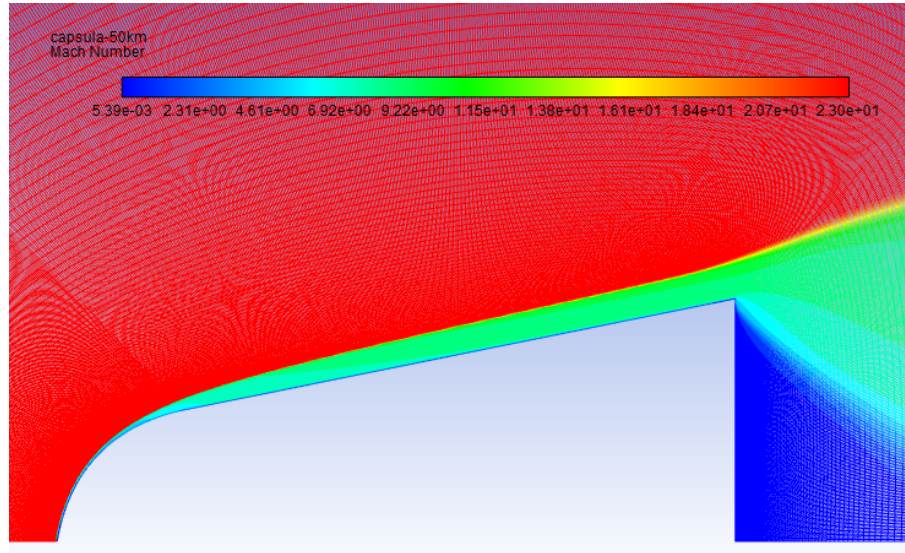
(b) Cápsula e bocal



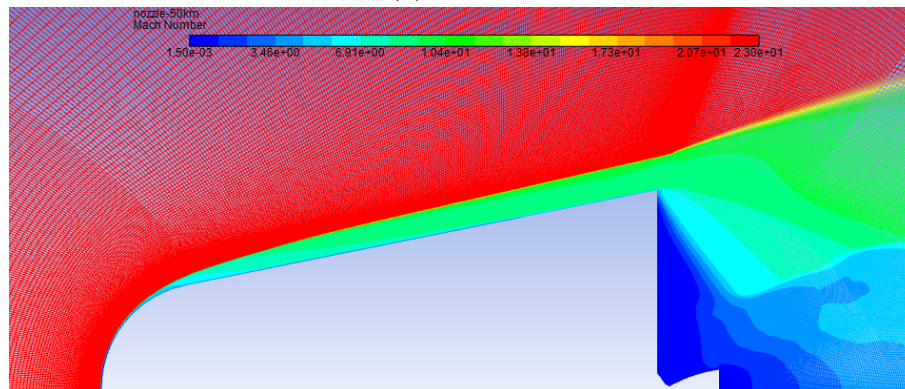
(c) Cápsula, bocal e *Skirt*

Figura 24 – Plot do Número de Mach - 30km - $AoA = 0^\circ$. Fonte: Elaboração Própria.

Comparando o escoamento das 3 figuras acima percebe-se que o fluxo se comporta de uma maneira mais estável quando só a cápsula, quando adicionamos o bocal ele se torna mais instável e uma vez com a *skirt*, que nesse caso funciona como uma proteção térmica, parte dessa estabilidade é recuperada. Nota-se também que a onda de choque quando há a proteção térmica acontece mais distante do corpo.



(a) Cápsula



(b) Cápsula e bocal

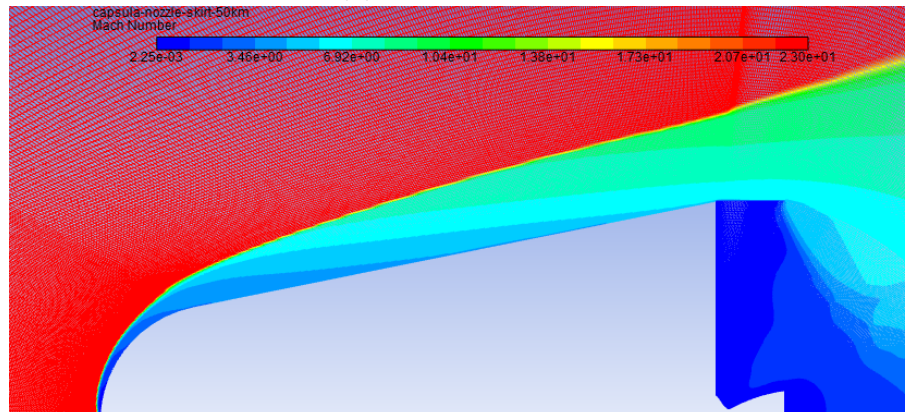
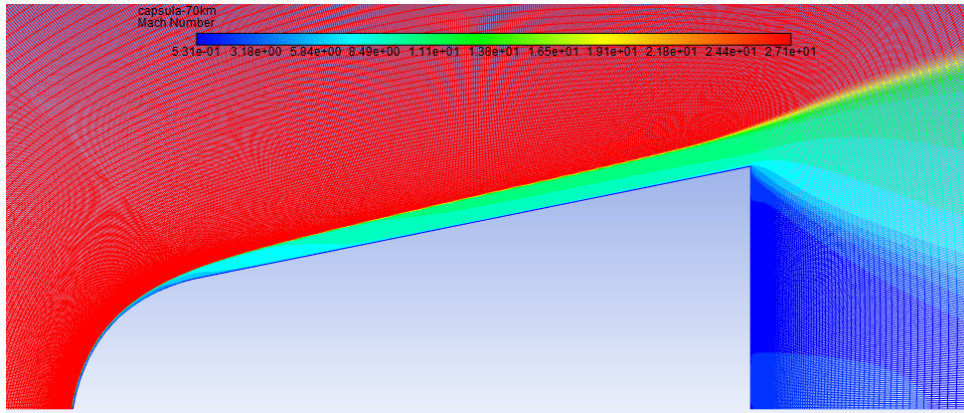
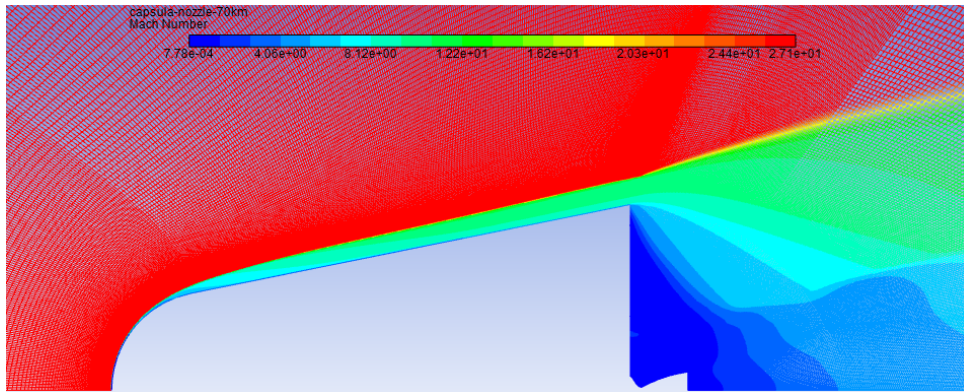
(c) Cápsula, bocal e *skirt*

Figura 25 – Plot do Número de Mach - 50Km - $AoA = 0^\circ$. Fonte: Elaboração Própria.

Da figura 25 para 24 percebe-se um decaimento do número de Mach, uma vez que o corpo está desacelerando.



(a) Cápsula



(b) Cápsula e bocal

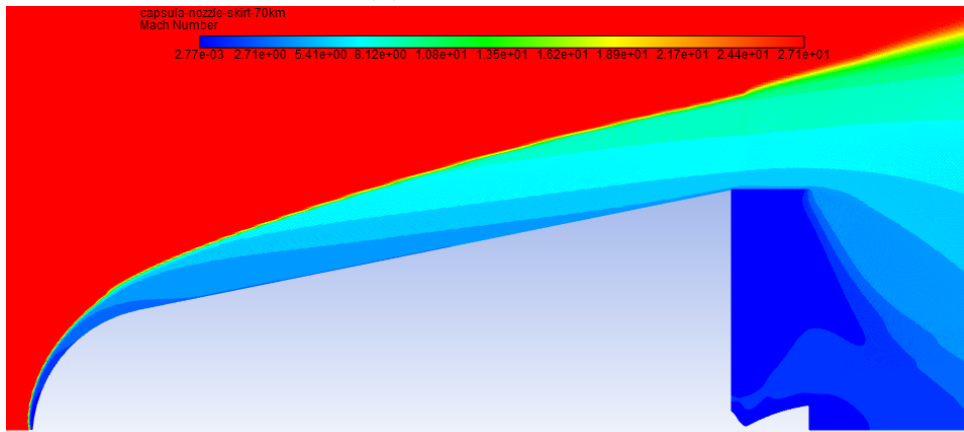
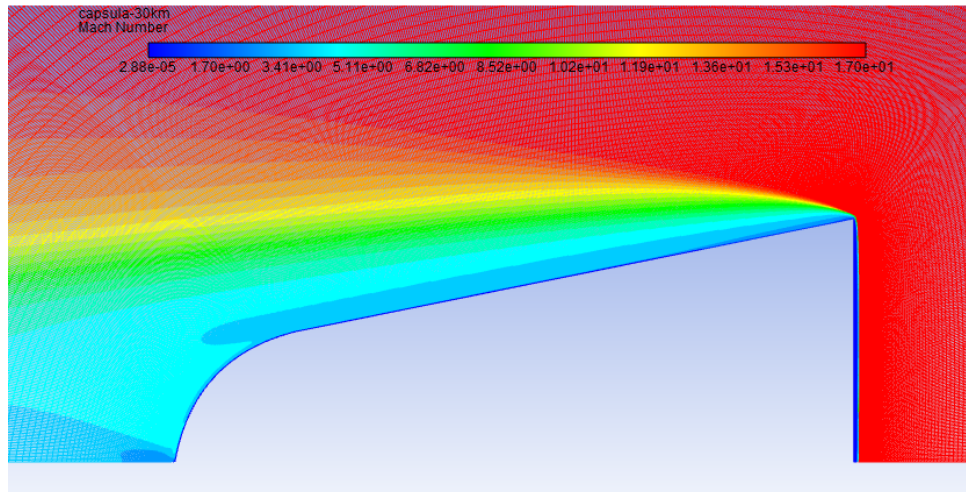
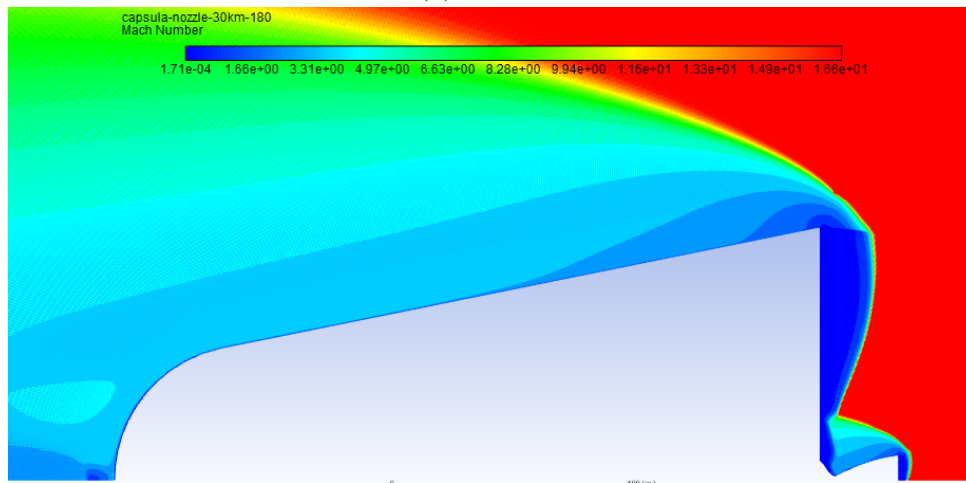
(c) Cápsula, bocal e *skirt*

Figura 26 – Plot do Número de Mach - 70Km - $AoA = 0^\circ$. Fonte: Elaboração Própria.

A figura 26 apresenta maiores valores de número de Mach uma vez que é o ponto de maior altitude dentre as 3 simuladas, com exceção do caso 26b que apresenta um valor de número de Mach baixo quando comparado com os demais. As figuras 27, 28 e 29 mostram as simulações realizadas para um ângulo de ataque de 180° , como é possível comprovar visto que o escoamento agora está no sentido contrário.



(a) Cápsula



(b) Cápsula e bocal

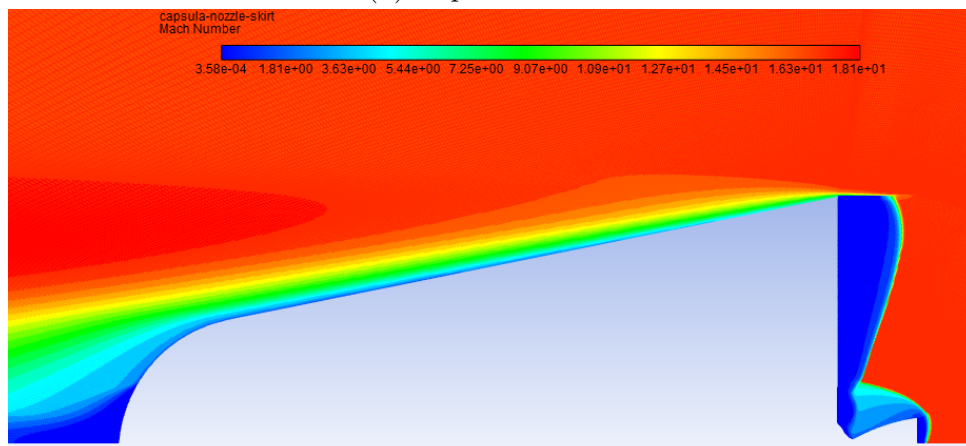
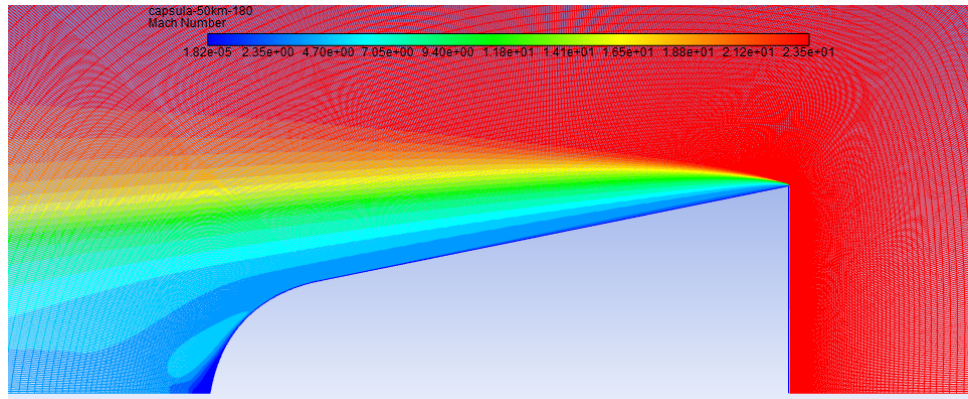
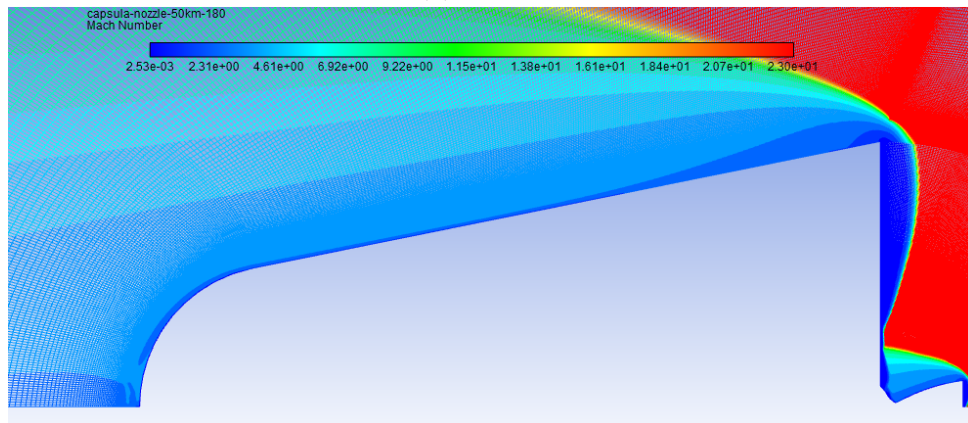
(c) Cápsula, bocal e *skirt*

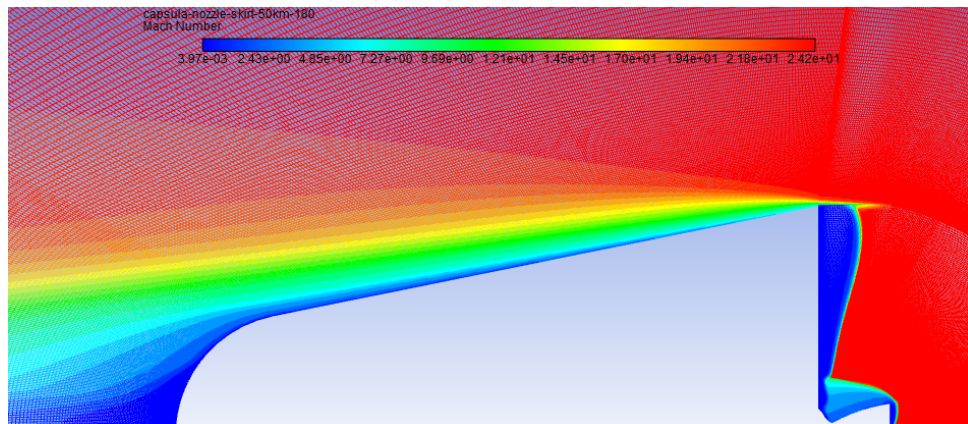
Figura 27 – Plot do Número de Mach - 30km - AoA = 180°. Fonte: Elaboração Própria

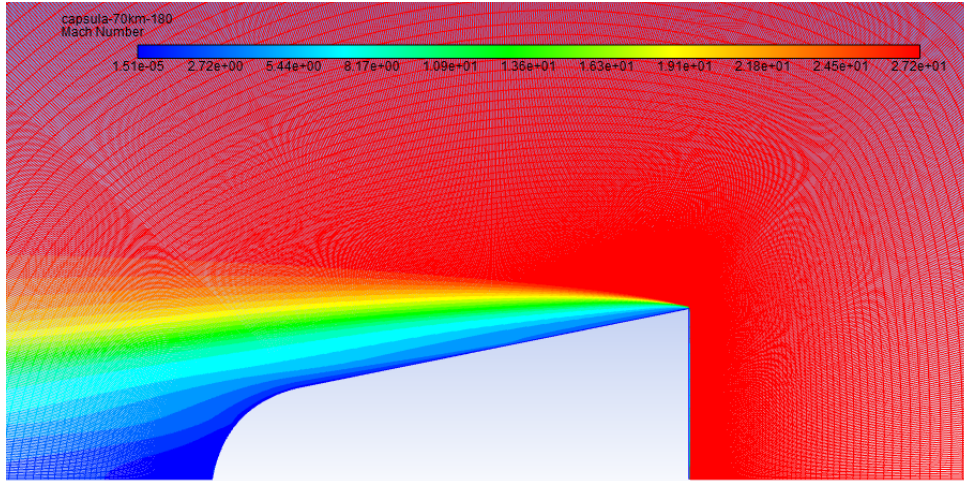


(a) Cápsula

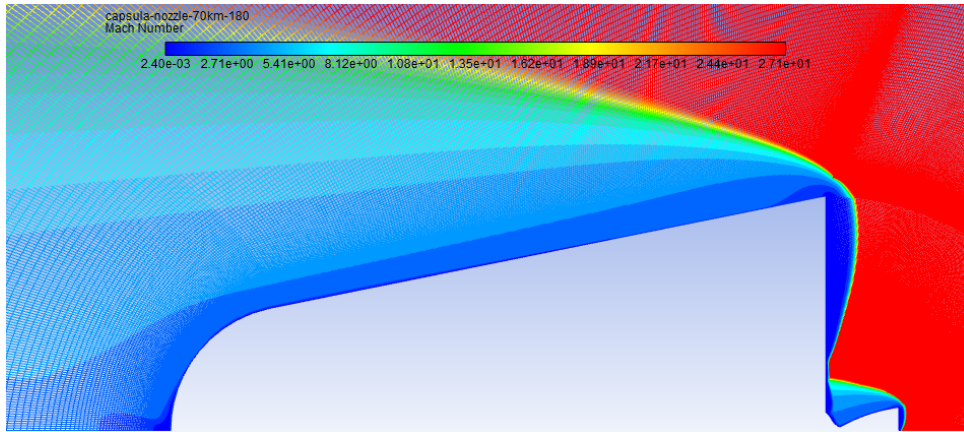


(b) Cápsula e bocal

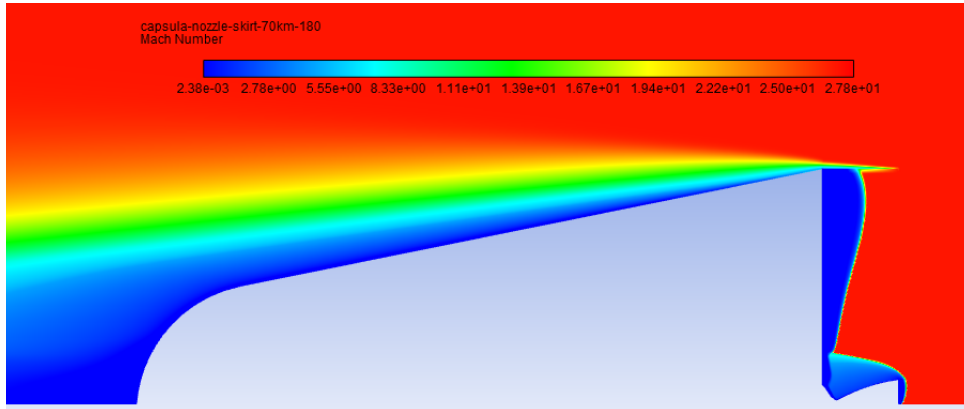
(c) Cápsula, bocal e *skirt*Figura 28 – Plot do Número de Mach - 50km - $AoA = 180^\circ$. Fonte: Elaboração Própria



(a) Cápsula



(b) Cápsula e bocal

(c) Cápsula, bocal e *skirt*Figura 29 – Plot do Número de Mach - 70km - $AoA = 180$. Fonte : Elaboração Própria

Nas figuras 27, 28 e 29 a onda de choque não se desenvolve corretamente, para todos os casos das figuras em questão deveria haver a formação da onda de choque a frente do corpo.

As propriedades do escoamento obtidas na simulação estão apresentados nas tabelas 9 e 10.

Tabela 9 – Propriedades do Escoamento após a Onda de Choque - $AoA = 0^\circ$. Fonte: Elaboração Própria

$AoA = 0^\circ$				
Altitude (km)	Geometria	Pressão (Pa)	Temperatura (K)	Densidade (kg/m^3)
30	Cápsula	4.38E+05	5.9124E+03	2.6564E-01
	Cápsula e Bocal	1.24E+06	1.7819E+04	4.1956E-01
	Cápsula, Bocal e Skirt	4.33E+05	5.7139E+03	2.6519E-01
50	Cápsula	5.44E+04	6.4284E+03	2.9479E-02
	Cápsula e Bocal	5.69E+04	9.1919E+03	3.0524E-02
	Cápsula, Bocal e Skirt	5.26E+04	1.0143E+04	2.8543E-02
70	Cápsula	4.15E+03	5.8079E+03	2.5083E-03
	Cápsula e Bocal	4.35E+03	5.9185E+03	2.5992E-03
	Cápsula, Bocal e Skirt	4.00E+03	6.0215E+03	2.4236E-03

Tabela 10 – Propriedades do Escoamento após a Onda de Choque - $AoA = 180^\circ$. Fonte : Elaboração Própria

$AoA = 180^\circ$				
Altitude (km)	Geometria	Pressão (Pa)	Temperatura (K)	Densidade (kg/m^3)
30	Cápsula	4.8815E+05	6.7788E+03	2.9069E-01
	Cápsula e Bocal	1.0674E+06	7.3828E+03	6.2652E-01
	Cápsula, Bocal e Skirt	1.0033E+06	1.0495E+04	5.8850E-01
50	Cápsula	6.4284E+03	6.5528E+03	3.2404E-02
	Cápsula e Bocal	1.1614E+05	8.5367E+03	6.2047E-02
	Cápsula, Bocal e Skirt	1.3052E+05	2.2786E+04	6.9600E-02
70	Cápsula	4.5987E+03	5.8412E+03	2.7554E-03
	Cápsula e Bocal	9.1447E+03	6.1646E+03	5.4532E-03
	Cápsula, Bocal e Skirt	1.0567E+04	1.7004E+04	6.2889E-03

Os resultados da tabela 9 e da 10 não seguem o padrão esperado e apresentam valores que não são factíveis, os valores deveriam seguir uma ordem linear.

6.0.1 Teórico x Simulado

Pressão (Pa)		Temperatura(K)		Densidade (kg/m^3)	
Teórico	Simulado	Teórico	Simulado	Teórico	Simulado
3.75E+05	4.380E+05	1.23E+04	5.912E+03	2.65E-01	1.06E-01
4.70E+04	5.436E+04	2.81E+04	2.683E+04	2.94E-02	5.80E-03
3.97E+03	4.153E+03	3.11E+04	5.807E+03	2.508E-03	4.43E-04

Tabela 11 – Comparação entre resultados teóricos e simulados. Fonte: Elaboração Própria

A tabela 11 mostra os resultados obtidos analítica e numericamente para a geometria da cápsula nas 3 altitudes considerando um $AoA = 0^\circ$, como exceção da pressão que tem resultados próximos, as demais variáveis apresentam valores teóricos e simulados dissonantes. Eram esperados valores diferentes, mas que esses valores mantivessem a mesma ordem de grandeza.

7 Conclusão

Determinar a trajetória de um corpo em reentrada requer adaptações dos coeficientes termodinâmicos por não ser mais possível fazer uso da hipótese de gás ideal, fazer tal mudança demanda métodos de difícil aplicação, como por exemplo, a Equação de Boltzmann. O intuito deste trabalho foi definir um método mais simples para obter os coeficientes adaptados, o método em questão é o uso de polinômios que descrevem o comportamento dos coeficientes fazendo as considerações necessárias. O estudo foi aplicado à três geometrias diferentes para que no final seus resultados fossem comparados a fim de se analisar a influência da geometria no comportamento do corpo.

Apesar de buscar o melhor refinamento da malha possível quando realizada a análise de sensibilidade da malha esta apresentou divergência de resultados. Durante as simulações buscou-se executá-las de maneira correta e isonômica, mas resultados encontrados numericamente não foram satisfatórios. A onda de choque não se desenvolveu da maneira esperada para as simulações feitas com um ângulo de AoA de 180° , elas deveriam formar uma propagação curva a frente do corpo. Para o AoA de 0° a onda se comportou da maneira esperada, mas não forneceu resultados coerentes entre as 3 geometrias estudadas, apresentando valores irregulares entre as mesmas.

([CABRAL, 2018](#)) realiza um estudo similar ao feito neste trabalho, comparando o único caso com as mesmas características, geometria da cápsula somente a uma altitude de 70km, observou-se que os resultados diferem-se entre si. Pelos motivos citados não foi possível realizar obter os coeficientes aerodinâmicos para então com eles determinar a trajetória do corpo, já que esses coeficientes apresentaram valores que não condizem com a teoria.

Uma série de motivos pode ter originado os resultados insatisfatórios obtidos, e determiná-los corretamente requer uma análise detalhada de todos os passos seguidos durante a execução do trabalho, portanto não foi possível cumprir a proposta do projeto e validar o método aqui empregado, uma vez que os resultados foram inconclusivos.

Referências

- BARBANTE, P. F.; MAGIN, T. Fundamentals of hypersonic flight—properties of high temperature gases. *Critical Technologies for Hypersonic Vehicle Development*, 2004. Citado na página 19.
- BULAT, P. M.; BULAT, V. P. Comparison of turbulence models in the calculation of supersonic separated flows. 2013. Citado na página 37.
- CABRAL, C. M. Estudo numérico do escoamento hipersônico em torno da cápsula sara re-entrada atmosférica. 2018. Citado 3 vezes nas páginas 21, 30 e 46.
- ÇENGEL, Y. A.; BOLES, M. A.; BUESA, I. A. *termodinâmica*. [S.l.]: McGraw-Hill São Paulo, 2006. v. 10. Citado na página 18.
- ÇENGEL, Y. A.; GHAJAR, A. J. *Transferência de Calor e Massa*. [S.l.]: Amgh Editora, 2009. Citado na página 17.
- DIGITALDUTCH. *1976 Standard Atmosphere Calculator*. 1999. Disponível em: <<https://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>>. Citado na página 21.
- EDGINGTON, M. D. *Compressible FLOW*. 2016. Disponível em: <<http://daniel.edgington-mitchell.com/how-it-works/compressible-flow/>>. Citado na página 16.
- FAA. Returning from space - re-entry. 2018. Disponível em: <https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/aam/cami/library/online_libraries/aerospace_medicine/tutorial/media/III.4.1.1_Space_in_our_lives.pdf>. Citado na página 13.
- FLUENT, A. *Density-Based Solver*. 2006. Citado na página 37.
- GUEDES, U. Souza. ml de o; kuga, reentrada atmosférica. *WINTER OC; PRADO, AFB de A. A conquista do espaço; do Sputnik à missão centenário*. São Paulo: Livraria da física, v. 1, p. 241–268, 2007. Citado na página 19.
- GUPTA, R. N. et al. Calculations and curve fits of thermodynamic and transport properties for equilibrium air to 30000 k. 1991. Citado 4 vezes nas páginas 24, 54, 55 e 56.
- ITA. *IAE lançará o SARA Suborbital I até novembro*. 2018. Disponível em: <<http://www.ita.br/noticias/iaelanarosarasuborbitaliatnovembro>>. Citado na página 13.
- JR, J. D. A. *Hypersonic and high-temperature gas dynamics*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 18.
- JR, J. D. A. *Fundamentals of aerodynamics*. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 2010. Citado 3 vezes nas páginas 13, 15 e 17.
- KAATTARI, G. E. A method for predicting shock shapes and pressure distributions on two dimensional airfoils at large angles of attack. 1973. Citado na página 19.

MACIEL, W. J. *Astrofísica do Meio Interestelar Vol. 41*. [S.l.]: Edusp, 2002. Citado na página 18.

NAROM, A. S. C. *Aerodynamics and forces acting on the rocket*. 2018. Disponível em: <<https://www.narom.no/undervisningsressurser/sarepta/rocket-theory/rocket-dynamics/4-1aerodynamics-and-forces-acting-on-the-rocket/>>. Citado na página 19.

PIERROT. *Wall treatments and wall functions*. 2010. Citado na página 37.

P.S.RIGOLI. Escoamento externo de um corpo de reentrada dinamicamente estável : Estudo preliminar de trajetória e cálculo dos coeficientes aerodinâmicos. 2009. Citado na página 13.

RAYMER, D. *Aircraft Design: A Conceptual Approach 5e and RDSWin STUDENT*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012. Citado na página 15.

Apêndices

APÊNDICE A – *Propriedades do escoamento antes da onda de choque - 30Km*

```

1
2  clc , clear all
3  altitude = 30000 ; %metros
4  cp = 1006;
5  constgases = 287;
6  gama = cp/(cp - constgases);
7  pressao1 = 1171.87;
8  temperatura1 = 226.650;
9  densidade1 = 0.0180119;
10 velocidade_som = 301.803;
11 velocidade_caps = 5000;
12 viscosidade_dinamica = 0.0000159104;
13 mach1 = velocidade_caps/velocidade_som
14 mach2=sqrt(1+((gama-1)/2)*(mach1^2))/(gama*(mach1^2)-(gama-1)/2)
15 razaopressao = 1+((2*gama)/(gama+1))*((mach1^2)-1);
16 pressao2 = razaopressao*pressao1
17 razaodensidade=((((gama+1)*(mach1^2))/(2+((gama-1))*(mach1^2)))));
18 densidade2 = razaodensidade*densidade1
19 inversodensidade = 1/razaodensidade;
20 temperatura2 = (razaopressao*inversodensidade)*temperatura1
21 standoff_distance = 0.143*exp((3.24/mach1))*0.268

```

APÊNDICE B – *Propriedades do escoamento antes da onda de choque - 50Km*

```

1  clc , clear all
2  altitude = 50000 ; %metros
3  cp = 1006;
4  constgases = 287;
5  gama = cp/(cp - constgases);
6  pressao1 =75.9448;
7  temperatura1 =270.650;
8  densidade1 = 0.000977525;
9  velocidadesom = 329.799;
10 velocidadecaps = 7600;
11 viscosidadedinamica = 0.0000151491;
12 mach1 = velocidadecaps/velocidadesom
13 mach2=sqrt(1+((gama-1)/2)*(mach1^2))/(gama*(mach1^2)-(gama-1)/2)
14 razaopressao = 1+((2*gama)/(gama+1))*((mach1^2)-1);
15 pressao2 = razaopressao*pressao1
16 razaodensidade=((((gama+1)*(mach1^2))/(2+((gama-1))*(mach1^2))));
17 densidade2 = razaodensidade*densidade1
18 inversodensidade = 1/razaodensidade;
19 temperatura2 = (razaopressao*inversodensidade)*temperatura1
20 standoff_distance = 0.143*exp((3.24/mach1))*0.268

```

APÊNDICE C – *Propriedades do escoamento antes da onda de choque- 70 Km*

```

1  clc , clear all
2  altitude = 70000 ; %metros
3  cp = 1006;
4  constgases = 287;
5  gama = cp/(cp - constgases);
6  pressao1 = 4.63422;
7  temperatura1 = 217.450;
8  densidade1 = 0.0000742430;
9  velocidadesom = 295.614;
10 velocidadecaps = 8000;
11 viscosidadedynamica = 0.0000143679;
12 mach1 = velocidadecaps/velocidadesom
13 mach2=sqrt(1+((gama-1)/2)*(mach1^2))/(gama*(mach1^2)-(gama-1)/2)
14 razaopressao = 1+((2*gama)/(gama+1))*((mach1^2)-1);
15 pressao2 = razaopressao*pressao1
16 razaodensidade=((((gama+1)*(mach1^2))/(2+((gama-1))*(mach1^2))));
17 densidade2 = razaodensidade*densidade1
18 inversodensidade = 1/razaodensidade;
19 temperatura2 = (razaopressao*inversodensidade)*temperatura1
20 standoff_distance = 0.143*exp((3.24/mach1))*0.268

```

Anexos

ANEXO A – *Tabela - Coeficientes Calor Específico*

Tabela 12 – Tabela - Coeficientes Calor Específico. Fonte : (GUPTA et al., 1991)

Pressure-atm	Acp	Bcp	Ccp	Dcp	Ecp	Δ Temperature-K
10^0	1,650E-01	1,563E+00	5,524E+00	8,799E+00	4,128E+00	500-1750
	-8,306E+00	-4,831E+01	-1,016E+02	-8,972E+01	-2,807E+01	1750-3250
	8,483E+01	3,616E+02	5,617E+02	3,766E+02	9,158E+01	3250-4750
	-9,455E+00	-6,408E+01	-8,937E+01	-4,033E+01	-4,587E+00	4750-7750
	-1,532E+02	-4,761E+01	2,177E+01	3,147E+00	9,226E-02	7750-11750
	9,751E+01	-1,587E+02	7,537E+01	-9,367E+00	9,875E-01	11750-20500
	-4,736E+01	8,181E+01	1,697E+01	8,368E+01	3,391E+01	20500-30000
10^{-1}	2,916E-01	2,788E+00	9,922E+00	1,575E+01	8,203E+00	500-1750
	-6,629E+00	-3,830E+01	-7,795E+01	-6,279E+01	-1,544E+01	1750-2750
	1,284E+02	5,969E+02	1,019E+03	7,570E+02	2,058E+02	2750-4250
	-2,960E+01	-1,332E+02	-1,878E+02	-1,006E+02	-1,680E+01	4250-6750
	-3,089E+02	-2,677E+02	-4,786E+01	3,266E+00	8,384E-01	6750-9750
	1,048E+02	-1,054E+02	1,272E+01	5,959E+00	8,216E-01	9750-15750
	-1,881E+02	4,722E+02	-4,073E+02	1,412E+02	-1,560E+01	15750-21500
	2,327E+02	-8,691E+02	1,178E+03	-6,829E+02	1,436E+02	21500-30000
10^{-2}	6,694E-01	6,445E+00	2,306E+01	3,652E+01	2,039E+01	500-1750
	-4,531E+01	-2,927E+02	-6,996E+02	-7,308E+02	-2,811E+02	1750-2750
	-1,510E+02	-5,911E+02	-8,357E+02	-5,027E+02	-1,078E+02	2750-4750
	5,392E+02	1,269E+03	1,062E+03	3,706E+02	4,577E+01	4750-6750
	2,177E+01	-4,504E+01	-1,926E+01	5,179E+00	1,802E+00	6750-12750
	-1,228E+02	2,400E+02	-1,385E+02	2,257E+01	1,007E+00	12750-19750
	1,623E+02	-4,975E+02	5,253E+02	-2,167E+02	2,771E+01	19750-30000

ANEXO B – *Tabela - Coeficientes* *Condutividade Térmica*

Tabela 13 – Tabela - Coeficientes Condutividade Térmica. Fonte : (GUPTA et al., 1991)

Pressure-atm	Ak	Bk	Ck	Dk	Ek	Δ Temperature-K
10^0	3,343E-01	3,282E+00	1,199E+01	2,009E+01	4,629E+00	500-2250
	1,100E+01	3,871E+01	3,873E+01	5,483E+00	-1,201E+01	2250-4250
	1,241E+01	-1,474E+01	-5,303E+01	-2,999E+01	-9,615E+00	4250-7750
	-1,896E+02	-8,287E+01	9,988E+00	2,277E+00	-5,811E+00	7750-10750
	2,988E+01	-3,811E+01	1,170E+01	1,220E+00	-5,782E+00	110750-19250
	8,449E+00	-3,581E+01	5,539E+01	-3,538E+01	2,746E+00	19250-30000
10^{-1}	1,059E+00	1,009E+01	3,567E+01	5,618E+01	2,497E+01	500-2250
	1,014E+02	4,907E+02	8,686E+02	6,668E+02	1,806E+02	2250-4250
	8,306E+00	-3,243E+01	-9,426E+01	-6,473E+01	-1,809E+01	4250-6750
	-3,183E+02	-3,063E+02	-7,821E+01	-4,663E+00	-5,851E+00	6750-9250
	4,691E+01	-3,310E+01	-1,466E+00	3,069E+00	-5,625E+00	9250-16750
	1,543E+01	-5,413E+01	6,936E+01	-3,668E+01	1,153E+00	16750-30000
10^{-2}	1,986E+00	1,892E+01	6,684E+01	1,045E+02	5,278E+01	500-2250
	5,958E+01	2,887E+02	5,008E+02	3,638E+02	8,444E+01	2250-3250
	-4,421E+01	-2,062E+02	-3,246E+02	-2,049E+02	-4,946E+01	3250-5750
	-5,844E+02	-8,731E+02	-4,451E+02	-9,273E+01	-1,285E+01	5750-7750
	3,737E+01	-1,154E+01	-1,137E+01	1,358E+00	-5,428E+00	7750-12750
	-1,437E+01	8,011E+00	1,464E+01	-1,172E+01	-3,898E+00	12750-18750
	5,030E+00	-9,602E+00	1,968E+00	6,440E+00	-8,964E+00	18750-30000

ANEXO C – *Tabela - Coeficientes* *Viscosidade Dinâmica*

Tabela 14 – Tabela - Coeficientes Viscosidade Dinâmica. Fonte : (GUPTA et al., 1991)

Pressure-atm	$A\mu$	$B\mu$	$C\mu$	$D\mu$	$E\mu$	$F\mu$	Δ Temperature-k
10^0	5,78E-05	4,44E-04	-1,02E-04	1,69E-05	-8,62E-07	-2,24E-10	500-11250
	-1,84E-01	6,04E-02	-7,57E-03	4,61E-04	-1,38E-05	1,62E-07	11250-19750
	2,61E-02	-4,56E-03	3,11E-04	-1,02E-05	1,58E-07	-9,01E-10	19750-30000
10^{-1}	6,39E-05	4,39E-04	-1,02E-04	1,65E-05	-5,01E-07	-3,71E-08	500-9750
	-2,38E-01	9,01E-02	-1,32E-02	9,37E-04	-3,28E-05	4,53E-07	9750-16750
	6,31E-04	6,11E-04	-1,29E-04	9,38E-06	-2,96E-07	3,44E-09	16750-24500
	-1,62E+00	3,04E-01	-2,27E-02	8,45E-04	-1,57E-05	1,17E-07	24500-30000
10^{-2}	5,09E-05	4,77E-04	-1,32E-04	2,36E-05	-8,01E-07	-6,46E-08	500-8750
	-3,41E-01	1,47E-01	-2,47E-02	2,03E-03	-8,22E-05	1,31E-06	8750-14250
	2,45E-02	-6,70E-03	7,36E-04	-4,07E-05	1,13E-06	-1,28E-08	14250-19750
	-3,56E-02	7,26E-03	-5,84E-04	2,32E-05	-4,59E-07	3,60E-09	19750-30000